Федеральное агентство по образованию

Государственное образовательное учреждение
профессионального образования
«Тульский государственный университет»

Конструкторское бюро приборостроения

В.В. Ветров, М.В. Грязев, Д.А. Дехтяр, Л.Г. Захаров, А.В. Игнатов,
А.С. Лыгин, А.Р. Орлов, И.В. Степаничев

ОСНОВЫ УСТРОЙСТВА И ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ПРОТИВОТАНКОВЫХ УПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТ

Учебное пособие

Под общей редакцией академика РАН А.Г. Шипунова

Рекомендовано
Учебно-методическим объединением вузов
по университетскому политехническому образованию
в качестве учебного пособия

Издательство ТулГУ
Тула 2006

УДК 623.454

Ветров В.В.

Основы устройства и функционирования противотанковых управляемых ракет: учеб. пособие / В.В. Ветров, М.В. Грязев, Д.А. Дехтяр, Л.Г. Захаров, А.В. Игнатов, А.С. Лыгин, А.Р. Орлов, И.В. Степаничев; под редакцией А.Г. Шипунова. – Тула: Изд-во ТулГУ, 2006. – 182 с.

ISBN 5-7679-0867-0

Рассмотрены исторические аспекты созданбия и тенденции развития противотанковых ракетных комплексов, описаны физические принципы и процессы, положенные в основу функционирования управляемых противотанковых ракет. Приведены схемные и конструктивные решения всех номинаций классификации ПТУР.

Подготовлено по материалам открытой печати и может быть полезно студентам, аспирантам и инженерно-техническим работникам соответствующей отрасли.

Рецензенты:

Кафедра ракетного и реактивного вооружения ТАИИ,
д-р техн. наук М.М. Бирюков;

ГНПП «Сплав», д-р техн. наук А.А. Каширкин.

ISBN 5-7679-0867-0

© Ветров В.В., Грязев М.В., Дехтяр Д.А., Захаров Л.Г., Игнатов А.В., Лыгин А.С., Орлов А.Р., Степаничев И.В., 2006

© Издательство ТулГУ, 2006

Оглавление

Предисловие 5

Введение. Краткая история создания противотанковых ракетных комплексов . 7

1. ПТУР как подсистема комплекса управляемого вооружения 11

1.1. Содержание понятия КУВ 11
1.2. Классификация противотанковых комплексов 12

2. Танки, как основные цели ПТРК 22

2.1. ТТХ современных танков 22
2.2. Средства и системы защиты танков 24
2.2.1. Прямая защита танка 25
2.2.2. «Косвенная» защита 37

3. Системы управления ПТУР. Теория управляемого полета 40

3.1. Системы управления и методы наведения 40
3.2. Управляющие силы и способы их создания. Перегрузка 41
3.2.1 Управляющие силы 41
3.2.2. Перегрузка 43
3.3. Управляющие моменты и способы их создания 46
3.4. Типы систем наведения 49
3.4.1. Командное теленаведение с проводной линией связи 51
3.4.2. Радиокомандные системы теленаведения
3.4.3. Командные системы с передачей команд по лучу лазера 54
3.4.4. Теленаведение по лучу лазера 55
3.4.5. Теле(тепло)визионная система наведения 58
3.4.6. Системы самонаведения 59
3.5. Число каналов управления 61

4. Компоновочные схемы ПТУР 63

4.1. Внешне компоновочные особенности ПТУР 63
4.2. Аэродинамические схемы и динамические свойства ПТУР 64
4.3. Внутренняя компоновка 69
4.4. Конструктивная компоновка 69

5. Боевые части ПТУР 83

5.1. Кумулятивные БЧ 83
5.1.1. Принцип действия и конструктивные особенности 83

5.1.2. Влияние конструктивных факторов БЧ на кумулятивный эффект 87
5.1.3. Тандемные кумулятивные БЧ 90
5.1.4. Перспективны совершенствования кумулятивных БЧ 90
5.2. Другие типы БЧ 93
5.2.1. Ударное ядро 93
5.2.2. Бронебойный сердечник 94
5.2.3. Фугасные БЧ 94
5.2.4. Термобарические БЧ 96
6. Двигатели ПТУР 98
6.1. Требования к топливу двигателей ПТУР 98
6.2. Воспламенение топливного заряда и инициирование воспламенителей 103
6.3. Конструктивно – компоновочные схемы двигателей 105
7. Приборы систем управления 116
7.1. Проводные линии связи 116
7.2. Гироскоп 118
7.3. Трассеры 125
8. Приводы органов управления 130
8.1. Режимы работы органов управления 130
8.2. Пневматический привод органов управления 131
8.3. Электромагнитный привод 132
8.4. Привод на горячем газе 134
8.5. Воздушно-динамический привод 135
8.6. Работа привода на вращающихся ракетах 140
8.7. Работа привода при одноканальной системе управления 142
9. Бортовые источники электропитания ПТУР 145
10. Краткая информация о современных ПТРК 151
10.1. ПТРК малого радиуса действия 151
10.2. Наземные ПТРК средней дальности 155
10.3. Переносные и самоходные ПТРК большой дальности 165
Заключение 186
Список литературы 189

Предисловие

В современных армиях комплексы противотанкового управляемого оружия является наиболее массовым видом вооружения, наиболее широка его номенклатура и разнообразие тактико-технических характеристик.

Задачи борьбы с танками решают как мотострелковые (пехотные) подразделения, боевые вертолеты, да и сами танки ведут на поле боя борьбу прежде всего с танками.

Большие боевые возможности современных и, тем более, перспективных управляемых ракет позволяют характеризовать их не только как узкоспециализированные противотанковые средства, но и как высокоточное универсальное оборонительно штурмовое оружие поля боя. Эти комплексы позволяют решать боевые задачи в ближней тактической зоне экономически целесообразным путем при минимальном несанкционированном ущербе и, следовательно, могут успешно использоваться как в полномасштабных боевых действиях, так и при проведении антитеррористических операций.

Большой вклад в становление и развитие этого вида вооружения, а также в разработку концепции его дальнейшего совершенствования, внесло и продолжает вносить ГУП "КБ приборостроения", руководимое Генеральным конструктором и начальником, академиком РАН А.Г. Шипуновым. Значительный вклад в создание и развитие отечественного управляемого противотанкового оружия внесли ведущие специалисты ГУП «КБ приборостроения» Тихонов В.П., Эштокин А.П., Захаров Л.Г., Степаничев И.В. и др. В этой связи вполне логично, что данное учебное пособие написано в творческом сотрудничестве ведущих специалистов КБП и преподавателей Тульского госуниверситета.

В данном пособии с позиций системного подхода делается попытка познакомить студентов оборонных специальностей с наиболее обширным и динамично развивающимся классом вооружения, раскрыть специфику функционирования и конструктивные особенности уже существующих комплексов управляемого оружия и изделий, находящихся на уровне концептуальной или проектной идеи. В пособии использованы материалы открытой печати и открытой информационной базы ГУП КБП.

Представленный материал пополняет информационную и научно-методическую базу учебных курсов «Основы устройства и функционирования ракет», «Синтез комплексов вооружения и их эффективность». Он может быть полезным при выполнении курсовых работ и проектов по ряду специальных учебных дисциплин и на этапе дипломного проектирования.

В первом разделе пособия дается история появления противотанковых ракетных комплексов, уточняется понятие комплекса управляемого вооружения (КУВ) и приводится их классификация.

Во втором разделе характеризуется современный уровень бронетанковой техники, как основной цели поражения для ПТУР, рассматриваются средства защиты современных танков и перспективы их развития..

Третий раздел посвящен механике полета противотанковых ракет, рассматриваются управляющие силы и моменты, способы их создания, рассматриваются типы систем управления ракетами.

В четвертом разделе анализируются компоновочные схемы ПТУР, обсуждаются их типовые особенности и возможное разнообразие. Рассматриваются наиболее представительные образцы оружия.

Пятый раздел характеризует боевые части ПТУР, рассматривается возможная номенклатура типов БЧ, особое внимание уделено кумулятивным БЧ и перспективам их развития.

Шестой раздел посвящен описанию двигателей ПТУР, рассмотрены конструктивно-компоновочные схемы двигателей, требования к топливу и процессы его воспламенения.

В седьмом разделе приведены основные приборы и устройства систем управления.

В восьмом разделе рассмотрены приводы органов управления приводится логика работы привода управления на вращающейся ракете.

Девятый раздел посвящен бортовым источникам питания.

В десятом разделе приведена информация о современных отечественных и зарубежных ПТРК, даются их основные ТТХ, конструктивные и функциональные особенности.

Прелагаемая работа выполнена под общей редакцией А.Г, Шипунова. В подготовке учебного пособия принимали специалисты ГУП "КБП" – И.В. Боев, А.В. Гусев, Н.В. Гудков.

Особую благодарность авторы выражают сотрудникам ГУП "КБП" В.М. Лихтерову, В.В. Панову, В.К. Кудрасову, В.М. Кузьмину и сотрудникам ТулГУ: В.В. Морозову, Т.Я. Селищевой и Л.Я. Ионовой за большую и разнообразную помощь при работе над рукописью пособия и его издании.

Авторы надеются, что приведенный в учебном пособии материал будет полезен не только студентам соответствующих специальностей, но и научно-техническим работникам, стремящимся систематизировать свои знания в области ракетной техники.

Мы будем признательны читателям за отзывы и пожелания, высказанные в наш адрес, и просим присылать их по адресу – 300600, г. Тула, пр. Ленина 92, ТулГУ, кафедра РС.

Введение

Задача создания вооружения для уничтожения танков на поле боя возникла сразу же после их успешного применения. Вначале для этого использовались обычные, а затем специальные бронебойные боеприпасы, выстреливаемые из пушек. Впрочем, этот способ поражения танков , постоянно совершенствуясь, "дожил" и до нашего времени, прежде всего в комплексах вооружения танков. Основными недостатками применения бронебойных снарядов является снижение бронепробиваемости и увеличение рассеивания с увеличением дальности стрельбы. Улучшение этих характеристик приводило к увеличению калибра, массы боеприпасов и орудия, что делало невозможным разработку легкого противотанкового оружия. Указанное противоречие было преодолено за счет использования двух решений – применения кумулятивных боевых частей и введение управления снарядом на траектории. Первые управляемые противотанковые снаряды были разработаны в Германии в годы Второй мировой войны. Германские специалисты работали над проектами «Хетт» (1941 г.), «Кобелен» (1943 г.), Х-7 и Роткэпхен (1944 г.). По последнему проекту было изготовлено и проведено около ста успешных пусков. Однако из-за недостатка финансирования и по ряду технических причин эти проекты не были завершены немцами до конца войны.

В 1956 г., во время первого Ближневосточного кризиса, бронетанковые силы Объединенной Арабской Республики были практически полностью уничтожены израильскими войсками, на вооружении которых стояли французские противотанковые ракетные комплексы «SS–10» («Sol-Sol», т.е. «Земля-Земля»).

Одним из обстоятельств, обеспечивших прорыв французов в деле создания ПТРК, было то, что они использовали научно-технический опыт фашистской Германии. Их дело успешно продолжили французы, которые сумели захватить научно-техническую документацию и привлечь к работе немецких специалистов. Тот факт как бы заложил основу научно-технического сотрудничества двух стран, и впоследствии появились ПТРК совместного франко-германского производства.

Французская противотанковая ракета (ПТУР) SS-10 имела систему управления по проводам, массу 15 кг, дальность управляемого полета 1500 м, бронепробитие 500 мм по нормали к броне, скорость полета 80 м/с. Ракета была проста в обслуживании, запускалась из укупорочного ящика или с пусковой установки, расположенной на автомобиле, а также на танке AMX-10. ПТУР была принята на вооружение французской армии в 1955 г. За короткое время (5…7 лет) было произведено свыше 30 000 ПТУР, которые поставлялись в большинство стран NATO.

Работы по созданию управляемого противотанкового оружия велись также в Великобритании, США и других странах.

События на Ближнем Востоке заставили и советское военное руководство коренным образом изменить свою точку зрения на организацию противотанковой обороны. В том же 1956 г. по указанию ЦК КПСС и Совета Министров

СССР нескольким конструкторским организациям были выданы тактико-технические задания на разработку противотанковых ракетных комплексов (ПТРК).

Первым советским ПТРК стал комплекс 2К15 «Шмель» с ракетой 3М6. Он был разработан в Коломенском бюро машиностроения (КБМ) под руководством известного конструктора минометов Б.И. Шавырина. Система управления ракетой была создана группой, возглавляемой З.М. Персицем. ПТУР «Шмель» имела проводную систему управления, массу 23,5 кг, дальность полета 2000 м, бронепробитие 300 мм по нормали к броне, скорость полета 110 м/с. Ракета запускалась с автомобиля ГАЗ-69 или с бронированной разведовательно-дозорной машины БРДМ-1 (комплекс 2К16). Комплекс «Шмель» был принят на вооружение в 1960 г.

С 1957г. на московском предприятии, руководимом известным конструктором авиационных пушек А.Э. Нудельманом, разрабатывался самоходный ПТРК с радиоуправляемой ракетой 3М11 «Фаланга». Проектированием ракеты и пусковой установки занимался коллектив под руководством Е.А. Рачицкого. Аппаратура радиоуправления создавалась Н.И. Беловым и И.И. Самойловичем. Ракета 3М11 запускалась с БРДМ, имела скорость 130 м/с на дальность 2500 м.

Комплекс «Фаланга» был принят на вооружение сухопутных войск в 1960 г. С 1961г. ракетами 3М11 начали вооружать вертолеты Ми-1.

Параллельно с работой над самоходным комплексом «Шмель» в КБМ под руководством Б.И. Шавырина и С.П. Непобедимого велось проектирование переносного комплекса 9К11 с ракетой 9М14 «Малютка». В 1963 г. комплекс успешно прошел государственные испытания и был принят на вооружение.

ПТУР 9М14 имела массу 10,9 кг, проводную систему управления, дальность полета 3000 м, скорость 120 м/с. Комплекс переносился в трех вьюках. Вьюк №1 с массой 12,4 кг содержал пульт управления с перископическим визиром (прицелом) и источник электропитания. Во вьюках №2 и №3, одинаковых по устройству, помещалось по одной ракете со сложенными крыльями и отстыкованной боевой частью, а также по катушке с кабелем длиной 15 м для подключения к пульту управления. Каждая ракета была соединена с легкой пусковой рейкой. Эти вьюки представляли собой чемоданы-ранцы массой по 18,1 кг, имели плечевые ремни, ручки и могли переноситься за спиной или в руках. Пуск ракеты производился с крышки чемодана, к которой крепилась пусковая рейка ракеты.

Кроме переносного комплекса 9К11, был разработан и принят на вооружение самоходный комплекс 9П110 на базе БРДМ с той же ракетой 9М14.

Одновременно с коломенским КБМ разработкой переносного ПТРК занималось и тульское КБП (Конструкторское бюро приборостроения). Проектируемый комплекс имел условное обозначение «Овод», ракета получила индекс 9М12. Главным конструктором комплекса был Н.Ф. Макаров, а главным конструктором ракеты – И.Я. Стечкин. Уже в середине 1962 г. были проведены заводские испытания ракеты (изготавливал Тульский оружейный завод), а через год завершились Государственные испытания.

По конструктивно-силовой схеме ракета 9М12 была близка к французской ракете SS-10, но имела существенно лучшие тактико-технические характеристики, в частности дальность стрельбы составляла 3000 м.

В результате сравнительных испытаний комплексов «Овод» и «Малютка» было выявлено, что по основным боевым и эксплутационным характеристикам эти комплексы практически равноценны, но преимущество было отдано комплексу «Малютка», который был принят на вооружение взамен комплекса «Шмель».

В табл. В.1 приведены характеристики первых противотанковых снарядов – управляемых ракет. Более полную информацию об этих комплексах можно найти в работе [3].

Анализ данных таблицы показывает большой разброс тактико-технических и массогабаритных показателей, что характерно для начального этапа развития любого вида техники, в том числе вооружения. Они относятся к различным классам по массе, по способам применения и т.п. В этой связи какое-либо сопоставление представленных образцов не представляется корректным.

В дальнейшем, по мере развития тактико-технических характеристик и способов боевого применения и превращения управляемого противотанкового вооружения в особый класс оружия его совершенствование приобрело системный характер.

Явные преимущества управляемого вооружения, особенно после начала разработки качественно более совершенных комплексов с полуавтоматической системой управления, обеспечили ему широкое распространение – ПТУРами стали оснащаться боевые машины, танки, вертолеты, превратившиеся из универсальных машин в боевые. Противотанковые комплексы стали наиболее массовым видом управляемого оружия – всего за десятилетие (1970-1980 гг.) в мире было выпущено более 1,5 млн управляемых противотанковых ракет.

В настоящее время самостоятельные разработки противотанкового управляемого оружия ведутся почти в 20 странах мира.

Таблица В.1

Тактико-технические характеристики ПТУР, принятых на вооружение до 1964 г.

№ п/п	ПТУР	Страна	Год принятия на вооружение	Старт. масса, кг	Калибр, мм	Длина, мм	Мин. дал-сть, м	Макс. дал-сть, м	Скорость, м/с	Бронепробитие, мм	Коэф. констр. сов-ва
1	«Шмель»	СССР	1960	24	136	1150	600	2000	110	300	0,493
2	«Фаланга»	СССР	1960	31	140	1165	600	2500	150	500	0,488
3	«Малютка»	СССР	1963	10,9	125	860	500	3000	120	460	1,40
4	SS-10	Франция	1956	15	170	860	400	1600	80	500	0,837
5	SS-11	Франция	1958	30	170	1210	450	3500	190	650	0,61
6	SS-12	Франция	1959	75	180	1600	800	6500	250	700	0,30
7	«Энтак»	Франция	1959	12	150	820	400	2000	85	630	1,23
8	«Виджелент»	Англия	1959	14,7	131	914	100	1650	156	580	0,96
9	«Мэлкэра»	Англия	1959	99	228	1968	300	4000	180	500	0,176
10	«Кобра» Bö810	ФРГ	1959	9,5	100	780	500	1800	85	550	1,45
11	«Москито»	Швейцария	1961	11,5	120	1050	300	2000	85	610	1,28
12	«Бантам»	Швеция	1962	6	100	848	400	2000	85	500	2,36
13	«Дарт»	США	1956	135	200	1800	900	4800	270	400	0,129

1. ПТУР как подсистема комплекса управляемого вооружения

1.1. Содержание понятия КУВ

При проектировании первых образцов управляемого оружия основное внимание уделялось именно ракете. Позднее пришло понимание, что ПТУР, как и любую другую управляемую ракету следует рассматривать как составную часть технической системы – комплекса управляемого вооружения (КУВ), в которую входят и пусковая установка, и наземная аппаратура системы управления с источником электропитания, и контрольно-проверочная аппаратура, и тренажер, и носитель – в случае самоходного варианта. Причем ошибки и просчеты, допущенные при разработке какой-либо подсистемы комплекса, могут существенно снизить его эффективность даже при высоком уровне разработки самой ракеты.

Более узкое понятие ПТРК относится к управляемому противотанковому оружию мотострелковых (мотопехотных), воздушно-десантных войск.

В соответствии с действующим стандартом на термины и определения «ПТРК – совокупность необходимого количества средств, функционально связанных и совместно обеспечивающих подготовку пуска, пуск, наведение ПТУР и поражение цели».

На рис.1.1 представлена блок-схема комплекса.

Рис.1.1. Блок-схема комплекса

В общем случае боевые средства включают в себя ракету, пусковую установку (боевую машину), прицел, наземную аппаратуру управления (НАУ), источник питания и ряд вспомогательных устройств. В некоторых случаях при включении противотанкового вооружения в состав универсальной боевой машины (танк, вертолет), состав КУВ может быть иным, более узким. В частности, управляемое противотанковое вооружение танков использует для пуска основное орудие, а для наблюдения за целью в современных танках используется основной прицел наводчика со встроенной аппаратурой управления и наведения ракеты.

Технические средства – это контрольно-проверочная аппаратура для ракеты, наземной аппаратуры и пусковой установки, запасные части, инструменты, приборы.

В качестве учебно-тренировочных средств используются тренажеры различного уровня для обучения и тренировки личного состава, макеты и учебные плакаты.

Необходимо отметить, что приведенное выше определение комплекса соответствует этапу его создания (разработки) и отражает качественную суть КУВ (ПТРК). Более того, указанное определение лежит в основе создания одного из элементов конструкторской документации – "схемы деления комплекса на составные части". Конечно, на других этапах жизненного цикла комплекса содержание этого понятия меняется.

При хранении вооружений на складах к комплексу относят не толдько ракету, а требуемый боекомплект, размер которого определяется нормативными документами.

При войсковой эксплуатации и боевом применении комплекс вооружения в полном соответствии с нормами системотехники [1] рассматривается как "... боевая единица, обеспечивающая автономное решение боевой задачи". В этом случае в состав комплекса включается и боекомплект как оперативный, так и резервный, а также расчет, от степени подготовленности которого во многом зависит эффективность комплекса.

1.2. Классификация противотанковых комплексов

Классификация, или систематизация объектов по признакам, не является самоцелью исследователей и историков оружия. Четкая систематизация дает возможность научного прогнозирования основных направлений развития какой-либо области техники, способствует грамотному анализу технических решений.

Современные комплексы управляемого противотанкового вооружения в основном классифицируются по следующим признакам:

по поколениям, т.е. по общему уровню технического развития, – в настоящее время принято рассматривать три поколения;

по условиям транспортирования - носимые, возимо-переносные и самоходные;

по способам запуска ракеты – с ракетным запуском, с запуском ракеты из контейнера, ракеты с запуском из ствола пушки;

по роду войск, использующих комплекс, – пехотные, вертолетные, танковые;

по дальности стрельбы – малой дальности, средней дальности, большой дальности, увеличенной дальности.

Могут быть и другие классифицирующие признаки, например тип системы управления, а также уточняющие и дополняющие основные признаки.

Поколения ПТРК

Со времени своего появления, т.е. с конца 50-х годов, ПТРК постоянно совершенствуются. Анализируя их развитие, историки техники выделяют несколько поколений. Одно поколение отделяется от другого не столько временем создания, сколько новыми техническими концепциями и решениями, а, главное, – скачкообразным изменением уровня боевой эффективности. Первые ПТРК (см. табл. В.1) относятся, естественно, к первому поколению. Граница между первым и вторым поколениями прослеживается достаточно четко. Она

определяется степенью автоматизации процесса наведения. ПТРК первого поколения имели неавтоматизированную систему наведения. В процессе наведения ракеты оператор одновременно выполнял три функции:

1 – слежение за целью;

2 – слежение за ракетой;

3 – выработку команд на управление полетом для обеспечения ее встречи с целью.

Вполне понятно, что задача, возлагаемая на оператора, была весьма сложной. Не каждый человек мог стать оператором. Отбор в школу операторов осуществлялся с применением специальных тестов. Испытания успешно проходили не более 10 % тестируемых. Некоторые курсанты отсеивались в процессе тренировок на тренажерах и при натурных стрельбах.

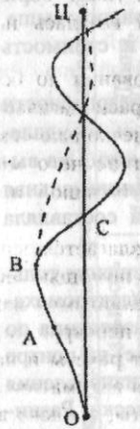


Рис.1.2. Схема траектории ПТУР при избыточном уровне управляющего сигнала

Для наведения ракеты на цель оператор снабжался оптическим прицелом (визиром) с четырех- или шестикратным увеличением и пультом управления. Через оптический прицел оператор видел цель и трассер ракеты. Отклоняя рукоятку на пульте управления, оператор добивался того, чтобы трассер ракеты находился в центре цели. Наличие рукоятки управления дало основание называть этот метод управления и системы управления в целом «ручными». Отклоняя рукоятку, оператору приходилось компенсировать движение цели, боковой ветер, погрешности изготовления ракеты и инерционность процесса наведения.

Пусть в какой-то момент времени ракета «ушла» с линии визирования цели (рис.1.2) и оказалась в точке А. Оператор отклоняет рукоятку управления «направо». Ракета, выполняя команду, меняет знак кривизны траектории, но оператор видит, что трассер по-прежнему уходит налево, поэтому он еще сильнее отклоняет рукоятку «направо». Ракета, пройдя точку В, наконец-то движется направо и в точке С выходит на линию визирования цели, после чего начинает интенсивно уходить направо. Оператор перебрасывает рукоятку в противоположное направление, и процесс повторяется с тем же успехом.

Чтобы избежать перерегулирования, оператор не должен длительно удерживать рукоятки в крайних положениях, а отклонять рукоятку в нужном направлении на непродолжительное время, после чего возвращать ее в нейтральное положение, т.е. формировать короткие командные посылки, меняя их знак при подходе трассера к линии визирования. Тогда траектория будет близка к виду, указанному штриховой линией.

Большая нагрузка на психику оператора приводила к тому, что вероятность попадания в цель в условиях боя оказывалась существенно меньше, чем в условиях полигона (рис.1.3).

ПТРК первого поколения были еще далеки до совершенства, но уже оказывали серьезную конкуренцию артиллерийским системам. Они выгодно отличались от них, в первую очередь, по массе и габаритам, что обеспечивало им высокий уровень транспортабельности, простоту маскировки. Боевая эффективность ПТРК также превысила эффективность противотанковых пушек и по дальности стрельбы, и по толщине пробиваемой брони, и по вероятности поражения движущейся цели.

Недостатками ПТРК первого поколения были существенные размеры ближней непоражаемой зоны, большое время полета ракеты на максимальную дальность, сравнительно невысокая надежность и, как уже говорилось выше, большая нагрузка на оператора. Чрезмерно высокой казалась и стоимость управляемых боеприпасов.

Несовершенство системы запуска ракет и требования по безопасности оператора приводили к тому, что пусковая установка располагалась на удалении 10…15 м от пункта управления. Оператор тратил несколько секунд на выведение ракеты на линию визирования цели, вследствие чего минимальная дальность поражения цели оказывалась недопустимо большой и составляла 500…700 м.

В комплексах второго поколения на оператора возлагается решение только одной задачи – сопровождения цели. Для этого он с помощью электромеханических приводов или вращая вручную маховички механизмов наведения по курсу и тангажу удерживает «марку» прицела (или его перекрестие) на центре цели. Определение рассогласования угловых координат ракеты и направления на цель и выработка команд наведения осуществляются автоматически. Разница угловых координат линий визирования цели и ракеты, а также время, прошедшее после пуска ракеты, являются входными сигналами для блока выработки команд управления.

Автоматическая система выработки сигналов управления, а также компоновка всех элементов комплекса в одном блоке (для носимых комплексов) позволили уменьшить минимальную дальность поражения и довести ее до 25…75 м.

Наличие в контуре управления человека для сопровождения цели в течение всего времени полета ракеты при автоматической системе управления ракетой позволяет считать этот метод управления полуавтоматическим, а системы управления (СУ) – соответственно полуавтоматическими.

В табл. 1.1 приведены характеристики некоторых ПТРК второго поколения с проводной системой наведения.

Первыми комплексами с полуавтоматическими СУ были так называемые «передельные» комплексы. В состав комплекса первого поколения с «ручной» системой управления вводились блок слежения за ракетой (пеленгатор ракеты) и блок выработки команд. Получался комплекс с полуавтоматической СУ, т.е. комплекс второго поколения.

Таблица 1.1

Основные характеристики управляемых противотанковых ракет ствольного запуска

№ п/п	Управляемая ракета	Калибр, мм	Объект	Дальность стрельбы, м	Масса, кг	Длина, мм	Средняя скорость, м/с	Среднее бронепробитие, мм
1	9М117 "Кастет"	100	Пушка МТ-12, Т-55, Т-62, БМП-3	4000	16,6		300	600
2	9М117М "Кан"	100		4000	17,4	1084	300	650 за ДЗ
3	9М117М1 "Аркан"	100	БМП-3	5500	14,2	880	265	750 за ДЗ
4	9М119 "Рефлекс"	125	Т-72, Т-80, Т-90	5000	13,5	974		700
5	9М119М "Инвар"				13,8	974		750 за ДЗ
6	9М112 "Кобра"	125	Т-64	4000	26,3	1200*)	400	700
7	9М128 "Агона"			5000	26,7	1200*)	350	700 за ДЗ

*) в состыкованном состоянии

Так французы в 1956 г. переработали комплекс SS-10. Модернизированный комплекс получил индекс «SS-11B».

В Советском Союзе в 1971г. были приняты на вооружение модернизированные ПТРК «Малютка» с ракетой 9М14П и «Фаланга» с ракетой 9М14П, замененной в 1972 г. на ПТУР 9М17П.

Следует отметить, что первые в мире работы по созданию изначально полуавтоматической системы управления начались в Советском Союзе в 1958 г.

Было решено создать на базе танка Т-60 истребитель танков, вооруженный радиоуправляемыми ракетами с полуавтоматическим наведением.

Разработка ракеты была поручена тульскому ЦКБ-14 (ныне – КБП). С 1958 г. тематической бригадой руководил Е.К. Рачинский, а с 1960 г. – главный инженер проекта Н.А. Легуша. Основной проблемой было обеспечение автоматического сопровождения ракеты. Опробовали несколько вариантов устройств, обеспечивающих оптическую контрастность ракеты на фоне поля боя. В результате остановились на использовании трассера с силой света 100…120 тыс. кандел. За ракетой следила телевизионная камера с трубкой типа «Диссектор».

Комплекс 2К4 с ракетой «Дракон», получившей индекс 3М7, был принят на вооружение в 1965 г., а в 1968 г. было освоено его серийное производство. Ракета была выполнена по аэродинамической схеме «утка» и имела следующие ТТХ:

стартовая масса, кг	51
калибр, мм	180
длина, мм	1250
размах крыльев, мм	840
размах рулей, мм	420
дальность поражения, м	300…3300
средняя скорость полета, м/с	217
скорость вращения, об/с	2
величина бронепробития под углом 60° от нормали к броне, мм	250
масса в укупорке, кг	70

Большие габариты наземной аппаратуры управления (НАУ) и самих ракет привели к снятию с танка артиллерийского орудия. Вооружение танка перестало быть универсальным, что препятствовало широкому развитию истребителей танков с ракетами «Дракон».

Среди комплексов второго поколения нельзя не упомянуть уникальную систему управляемого оружия ствольного запуска калибра 100, 115 и 125 с лазерной лучевой системой управления для вооружения отечественных танков и БМП типа БМП-3. Использование управляемого вооружения даже на устаревших морально танках, таких как Т-55, Т-62, обеспечили им резкое повышение боевой эффективности, подняв ее на уровень лучших зарубежных.

В табл. 1.2 приведены характеристики отечественных управляемых противотанковых ракет со ствольным запуском.

Таблица 1.2

Тактико-технические характеристики ПТУР второго поколения с проводной системой управления

№ п/п	ПТУР	Страна	Год принятия на вооружение	Масса, кг	Калибр	Длина, мм	Мин. дальность, м	Макс. дальность, м	Средняя скорость, м/с	Бронепробитие, мм	Коэф. конст. сов-ва
1	«Малютка-П»	СССР	1969	11,4	125	860	400	3000	120	560	1,10
2	«Фагот»	СССР	1970	7,8	120	871	70	2000	186	460	1,50
3	«Метис»	СССР	1974	5,2	120	745	40	1000	180	460	1,90
4	«Конкурс»	СССР	1977	14,6	135	946	70	4000	208	560	0,98
5	TOW	США	1970	18,0	125	1174	65	3750	178	620	0,98
6	ITOW	США	1981	19,1	152	-	65	3750	178	750	0,81
7	TOW-2	США	1983	21,5	152	-	65	3750	187	920	0,76
8	Милан	Франция	1972	6,7	116	755	75	2000	160	580	1,80
9	Милан-2	Франция	1983	7,2	116	-	75	2000	167	730	1,82
10	Dragon	США	1972	6,2	127	720	65	1000	89	500	1,50
11	Dragon 2	США	1985	7,0	127	822	65	1000	87	890	1,60
12	HOT	Франция, ФРГ	1977	23,5	165	1300	75	4000	235	750	0,67
13	HOT-2	Франция, ФРГ	1986	23,5	165	-	75	4000	235	900	0,72

Если к определению границы между комплексами второго и третьего поколений подходить формально и проводить ее в зависимости от степени автоматизации процесса наведения, то к комплексам третьего поколения следовало бы относить автоматизированные ПТРК, работающие по принципу «выстрелил-забыл». Эта задача может быть решена, если бы в состав комплекса второго поколения удалось ввести устройство, обеспечивающее устойчивое сопровождение цели в любое время суток и в широком диапазоне климатических условий. Пока такие устройства, называемые автоматами сопровождения цели, в настоящее время созданы и используются в современных системах оружия бронетанковой техники не только для стрельбы управляемыми ракетами, но и обычным вооружением.

Вторым путем создания комплексов «выстрелил-забыл» является применение самонаводящихся ракет с пассивными или активными головками самонаведения. Примерами таких ракет являются ПТУР ATGW-3/LR, разрабатываемая в рамках проекта Trigat (Великобритания, Германия и Франция) и ПТУР Javelin (США). Эти ракеты снабжены ИК ГСН, способными формировать изображение цели и захватывать цель еще до пуска ракеты. Основной недостаток этих ракет – высокая стоимость головок самонаведения (около 60 тыс. дол.).

На рис. 1.3 приведены сравнительные значения вероятностей попадания в цель типа "танк" ракетами различных поколений

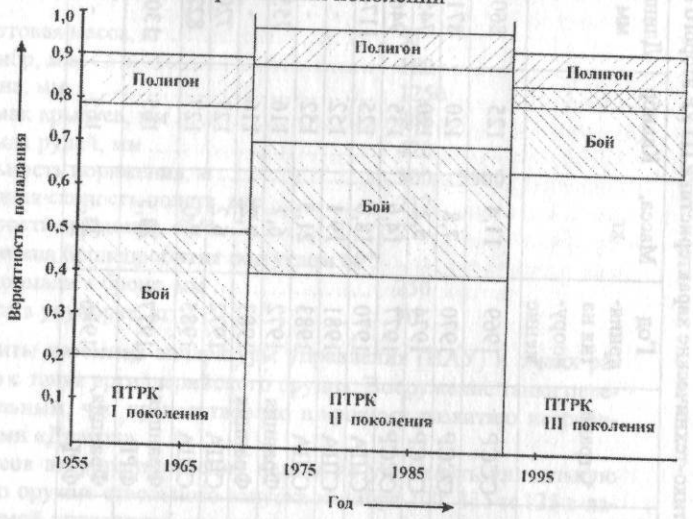


Рис.1.3. Вероятность попадания в цель комплексами трех поколений в боевых условиях (оценочное значение) и в условиях испытательного полигона

Массогабаритные характеристики КУВ

Массовое применение танков предопределяет необходимость использования комплексов управляемого вооружения различными воинскими подразделениями – от отделения до армии. Эти требования заставили разработать не только тяжелые ПТРК, размещаемые на боевой технике, но и легкие носимые образцы. В первых ПТУРах эта задача решалась за счет создания разборных ракет, составные части которых размещались в специальной упаковке и состыковывались перед пуском. Зачастую расчет из 2-3 человек имел на вооружении всего одну ракету. С развитием этого вида вооружения и совершенствованием техники носимым стали называть комплекс, состоящий из пусковой установки (пускового устройства) и боекомплекта из 2-4 ракет, расчет которого (обычно 2 человека) мог транспортировать его на достаточно большое расстояние в пешем строю. Требования по массе комплекса назначаются, исходя из эргономических соображений и заданной дальности транспортировки, и приведены в соответствующей нормативной документации. В соответствии с требованиями Российской Армии масса комплекса не должна превышать 20 кг, а при отборе расчета по физическим данным – 30 кг. В других странах указанные нормативы могут отличаться.

Примерами носимых комплексов являются "Метис" (Россия), Dragon "США) и др.

Класс возимо-переносных комплексов возник при оснащении противотанковым вооружением боевых машин пехоты. В соответствии с тактикой боевого применения мотострелковое отделение должно было вести стрельбу по танкам и другим целям из пусковой установки, размещаемой на БМ и в спешенном порядке. Для этого управляемое вооружение БМП было выполнено съемным, а его составные части могли быть перенесены бойцами на относительно небольшое расстояние – в пределах 200…300 м. В этом случае ограничения накладывались на элементы комплекса, которые не должны превышать 30 или 60 кг – при транспортировке вдвоем.

Ограничения по массе тяжелых комплексов также существуют, касаются прежде всего ракет и связаны с необходимостью загрузки боекомплекта, заряжания многозарядной пусковой установки самоходного комплекса или пускового устройства вертолета. Как и для возимо-переносных эти ограничения составляют 30 кг на одного человека.

Системы запуска управляемых противотанковых ракет

Первые ПТУР запускались со специальных пусковых устройств с помощью разгонного двигателя. Оператор не был защищен от воздействия газовой струи, что предопределило необходимость разнесения места старта и пункта управления, что в свою очередь привело к большому значению минимальной дальности стрельбы – "мертвой зоне". Следует сказать, что этот "архаичный" способ запуска сохранился и по сей день – в основном для авиационных, в том числе вертолетных управляемых ракет, когда оператор защищен от воздействия газов конструкцией боевой машины.

В дальнейшем способы запуска были значительно усовершенствованы.

В первую очередь это коснулось пехотных ПТУР. Их запуск стал осуществляться из контейнера, выполняющего две функции – герметичной тары для

хранения ракеты до пуска и направляющей при пуске, за счет применения стартового двигателя с малым временем работы.

Особый класс противотанковых ракет составляют ракеты ствольного запуска, предназначенные для стрельбы из артиллерийских орудий танков и БМП. Разгон ракеты происходит за счет срабатывания так называемого метательного заряда, аналогично выстрелу артиллерийских боеприпасов. Скорость вылета достигает 350…400 м/с, что в некоторых случаях позволяет обойтись без дополнительного маршевого двигателя. В настоящее время серийные управляемые противотанковые боеприпасы ствольного запуска разработаны только в России (см. табл. 1.1):

100- и 115-мм унитарные выстрелы с управляемой ракетой 9М117 "Кастет" и ее модификациями для противотанковой пушки МТ-12, танков Т-55 и Т-62 и БМП-3;

125-мм выстрелы с ракетой 9М119 "Рефлекс" и ее модификациями для танка Т-72, Т-80 и Т-90;

125-мм выстрелы с ракетой 9М112 "Кобра" и ее модификациями для танка Т-64. Характерной особенностью ракет семейства "Кобра" является исполнение их из двух отсеков, состыковываемых перед выстрелом.

Единственным примером зарубежного образца ракеты со ствольным запуском является УР "LAHAT" (Израиль) с лазерной полуактивной ГСН для стрельбы из танков со 105 мм пушкой.

Степень конструктивного совершенства ПТУР

Одним из инструментов объективной классификации различных изделий является сравнение различных ПТУР по степени конструктивного совершенства, для чего необходимо получить критерий сравнения. [1]

Как известно, стартовая масса ракеты m_0 в основном определяется величиной бронепробития *в*, максимальной дальностью поражения цели X_{max} и средней скоростью полета на максимальную дальность $V_{ср}$. Зависимость m_0 от указанных параметров можно представить в виде степенной функции

$$m = \alpha в^{\beta} V_{ср}^{\gamma} X_{max}^{\delta}. \qquad (1.1)$$

Показатели степени в выражении (1.1) характеризуют вклад каждого аргумента в формирование стартовой массы и могут быть вычислены на основе статистического анализа выборки однотипных ракет посредством использования метода Хаусхолдера для решения переопределенной системы уравнений [4]. Например, для ракет первого поколения выражение (1.1) приобретает вид

$$\tilde{m}_0 = 1{,}57\, в^{0{,}323} V_{ср}^{0{,}05} X_{max}^{0{,}283}, \qquad (1.2)$$

где *в* измеряется в м, $V_{ср}$ – в м/с, X_{max} – в м.

Стартовая масса $\tilde{m}_0$ есть некоторое среднее оценочное значение стартовой массы ракеты с известными значениями *в*, $V_{ср}$, X_{max}.

В качестве критерия конструктивного совершенства можно использовать отношение оценочного значения стартовой массы к реальному, т.е.

$$K_к = \frac{\tilde{m}_0}{m_0} \qquad (1.3)$$

Анализ результатов, приведенных в табл.1.2., показывает, что достаточно корректное сравнение возможно только для ракет одного класса. Из таблицы видно, что наибольшим значением $K_к$ обладают легкие носимые комплексы, а среди них – ракета комплекса "Метис" с упрощенной системой управления, для которой характерно отсутствие аппаратуры на борту ракеты.

Ракеты возимо-носимых ПТРК имеют почти вдвое меньший коэффициент совершенства, однако это не означает, что эти ПТУР хуже. Очевидно, что формулы (1.1), (1.2) не учитывают всех особенностей боевого применения рассматриваемого класса оружия и требует дальнейшего совершенствования.

2. Танки, как основные цели ПТРК

2.1. ТТХ современных танков

Танк – самое мощное и грозное оружие на поле боя. За сравнительно короткую (менее 100 лет) историю существования танков идеология их развития и боевого использования претерпевала значительные изменения.

В годы, последовавшие за второй мировой войной, конструкторы передовых стран мира создали три поколения танков (табл. 2.1).

Первое послевоенное **поколение танков** создавалось с учетом опыта прошедшей войны. К этому поколению относятся советские средние танки Т-54/55, Т-62 и тяжелый танк Т-10, американские средние танки М46, М47, М48 и тяжелый танк М103, а также английские средний танк «Центурион» и тяжелый «Конкэрор». Эти машины характеризуются усиленной противоснарядной броневой защитой с широким применением литых броневых деталей. Калибр установленных на средних танках пушек возрос до 90…100 мм, а на тяжелых – до 120…122 мм.

Танки второго поколения создавались в 60-х годах для боевых действий в условиях возможного применения ядерного оружия и вновь разработанных мощных противотанковых средств. В этих танках нашла свое отражение наметившаяся уже в танках первого послевоенного поколения тенденция замены средних и тяжелых танков так называемым «единым боевым танком», сочетающим подвижность среднего танка с вооружением и бронированием тяжелого танка. Первыми боевыми машинами этого поколения стали американский М-60, германский «Леопард-1», французский АМХ-30, английский «Чифтен» и советские Т-64 и Т-72.

На этих танках установлены эффективные системы защиты от оружия массового поражения (ОМП) и автоматизированные системы управления огнем с использованием электронных баллистических вычислителей, лазерных дальномеров и бесподсветочных приборов ночного видения. Английские и советские танки этого поколения имели более совершенную броню новой конструкции. Стандартным вооружением западных танков стала нарезная 105-мм пушка, а советские танки получили гладкоствольные 115- и 125-мм пушки с автоматом заряжания.

Танки третьего поколения начали поступать на вооружение в начале 80-х годов: американский М-1 «Абрамс», германский «Леопард-2», французский «Леклерк», английский «Челленджер» и советские танки семейства Т-80. Близкие к ним по характеристикам танки были созданы также в Италии, Южной Корее, Японии и Бразилии. Эти боевые машины отличаются техническим совершенством, базирующимся на передовых научных разработках в области систем управления огнем, тепловизионных прицелов, артиллерийского вооружения и броневой защиты. Мощность силовых установок танка повышена до 1200 л. с., при этом на Т-80 и М-1 установлены газотурбинные двигатели вместо ставших уже традиционными дизельных двигателей.

Таблица 2.1

ТТХ основных зарубежных танков по поколениям

ТТХ	I поколение (1946-63 гг)		II поколение (1963-80 гг)		III поколение (1980-2010 гг)		IV поколение (после 2015 г)	V поколение (после 2020 г)
	M48A2 (США)	"Центурион" МК 8 (Великобр.)	M60A3 (США)	"Леопард" 1A5 (ФРГ)	"Абрамс" M1A2 (США)	"Леопард 2" (ФРГ)	FMBT (США)	AET (США)
Боевая масса, т.	46	50,8	52,6	42,4	62,5	55,2	55-60	50-60
Экипаж, чел.	4	4	4	4	4	4	2-3	2
Калибр пушки, мм	90	90	105	105	120	120	140	80 (электромагнитная)
Боекомплект пушки, выстр.	60	65	63	60	40	42	35	
Тип брони	Монолитная	Монолитная	Монолитная	Монолитная разнесенная	Многослойная с ураном	Многослойная	Многослойная модульная	Электромагнитная защита
Стойкость лобовой брони, в мм стали	200	200	250	240	800-900 +ДЗ	800-900 +ДЗ	1200 +ВДЗ	-
Тип двигателя (мощн., кВт.)	Карбюраторный (478)	Карбюраторный (625)	Дизельный (552)	Дизельный (610)	Газотурбин. (1105)	Дизельный (1105)	Газотурбин. или диз. (1105…13258)	(1105…1475)
Макс. скорость, км/ч	45	34	48	64	64	72	70	70-80
Запас хода, км	310	190	480	500	450	550	500	500-600
Среднее уд. давление, кг/см^2	0,8	0,9	0,87	0,87	1,02	0,83	0,9-1	0,95

Танки этого поколения вооружены гладкоствольными 120...125-мм пуш ками с широкой номенклатурой боеприпасов, в состав которой введены броне бойные подкалиберные снаряды с сердечником из тяжелых сплавов на основ вольфрама или обедненного урана. Особенностью Т-80 (как и Т-64 и Т-72) яв ляется наличие в составе боекомплекта управляемых ракет, выстреливаемых и пушки и входящих в комплекс управляемого вооружения (КУВ).

В целом считается, что по совокупности основных боевых качеств (огне вая мощь, броневая защита и подвижность) танки третьего поколения превос ходят предыдущие в 1,5...2 раза. В настоящее время основные боевые танк этого поколения в вооруженных силах США, Германии и Великобритании со ставляют более 45 % общей численности танкового парка, а остальные боевы машины относятся к танкам второго поколения. Танковые парки Франции Японии и Китая состоят главным образом из машин второго поколения, а в ар миях таких государств – членов НАТО, как Норвегия, Италия, Испания, Порту галия и Турция, наряду с танками второго поколения, имеется значительное ко личество танков первого поколения. Танковый парк России оценивается в 20 000 боевых машин, в том числе Т-80 – 5 000 машин, Т-72 – 9 000 и Т-64 – 4 000; остальные танки – модернизированные варианты машин первого поколе ния.

В настоящее время конструкторами ведущих стран проводятся работы по созданию танков IV и V поколений. Основными особенностями танков будут новый уровень их огневой мощи, защиты от обычного оружия и ОМП, снижение численности экипажа, увеличение подвижности и улучшение управляемости. Переход на новые типы пушек и двигателей на танках IV поколения не планируется, танки останутся на прежнем качественном уровне, улучшения коснутся только количественных показателей. Появление танков IV поколения ожидается после 2015 года.

2.2. Средства и системы защиты танков

Под защищенностью танков принято понимать их свойство сохранять свою боеспособность под огнем (ударами) противника, то есть противостоять воздействию средств поражения, обеспечивая возможность экипажам выполнять боевые задачи.

Для защиты бронетанковой техники (БТТ), действующей в составе различных войсковых формирований, характерен принцип многоуровневости, предусматривающей три уровня защиты:

– коллективная защита, осуществляемая силами ПВО, авиации, ракетных войск, артиллерии и т.п.;

– групповая защита, осуществляемая комплексами, обеспечивающими защиту конкретной группы танков в районе сосредоточения, на марше и т.д.;

– собственная защита, предназначенная для обеспечения непоражаемости каждого вида БТТ противотанковыми средствами, пропущенными групповыми средствами защиты.

Для действий комплексов защиты БТТ характерно несколько зон:

– оперативная зона – в пределах действия средств разведки и поражения разведывательно-ударных комплексов (РУК) глубиной до 200 км;

– тактическая зона – в пределах действия средств разведки и поражения разведывательно-огневых комплексов глубиной до 30... 40 км;

– зона непосредственного соприкосновения с противником – зона огневого боя глубиной до 7 км,

Виды защиты, которыми должны быть обеспечены танки на разных этапах боевых действий, определяются заданными условиями. Если в прошлые годы предпочтение отдавалось лобовой баллистической защите, то с появлением современных ударных комплексов с высокоточными системами обнаружения и наведения танк может быть уничтожен еще до выхода на передний край, если он не оснащен средствами снижения заметности, а также защитой от поражения со стороны верхней полусферы и днища. В последнее время стала казаться неактуальной противорадиационная защита танка, но ядерное оружие сохранилось, его образцы постоянно совершенствуются, следовательно, и этот фактор нельзя сбрасывать со счетов. Компьютерное моделирование танковых боев показывает, что резко возросла уязвимость таких ослабленных зон в бронировании танка, как бортовые проекции, приамбразурные зоны, приборы наблюдения и прицеливания и т.д.

В результате появления и совершенствования целого арсенала различных средств борьбы с танками высокий уровень их защищенности на сегодня является и в обозримом будущем останется самой важной, сложной и трудноразрешимой проблемой.

Средства защиты принято разделять на прямую защиту, косвенную защиту и дополнительную защиту от оружия массового поражения (рис. 2.1).

Прямая защита связана с повышением стойкости танка к воздействию попавших в него поражающих средств: ПТУР, артиллерийских бронебойных и кумулятивных снарядов, самоприцеливающихся и самонаводящихся боевых элементов, авиационных снарядов и т.д.

Косвенная защита заключается в защите БТТ от обнаружения и создании условий, обеспечивающих уменьшение числа попаданий противотанковых средств противника.

2.2.1. Прямая защита танка

Основным фактором, обеспечивающим стойкость танка к действию боеприпасов кинетического типа, является броневая конструкция (БК) его корпуса. Наличие освоенной в производстве сравнительно легкой и достаточно прочной стальной брони являлось одной из важнейших технических предпосылок, необходимых для создания танка.

Возможность изготовления броневых сталей зависит от применяющихся способов производства стали, уровня развития металлургии и металлообрабатывающей промышленности.

Рис. 2.1. Классификация средств защиты танка

Пробитие брони бронебойным снарядом зависит от следующих факторов:

а) качества брони;

б) толщины брони;

в) массы снаряда и его калибра;

г) скорости встречи снаряда с броней;

д) угла подхода снаряда к броне.

Для приближенной оценки скорости снаряда V, обеспечивающей пробитие гомогенной или цементированной брони толщиной δ, можно использовать эмпирическую формулу Жакоб де-Мара:

$$V = K\frac{D^{0.75}\cdot\delta^{0.7}}{m^{0.5}\cdot\cos\varphi},$$

где K – коэффициент, характеризующий качество брони: для гомогенной брони $K=(55\ldots66)\cdot10^3$, для цементированной на 15…20 % больше;

m – масса снаряда, кг;

D – калибр снаряда, м;

δ – толщина брони, м;

φ – угол между нормалью к броне n и осью снаряда (рис. 2.2).

Путь b, проходимый бронебойным сердечником или кумулятивной струей (КС) в броне, называется бронепробитием и определяется выражением

$$b=\frac{\delta}{\cos\varphi}.$$

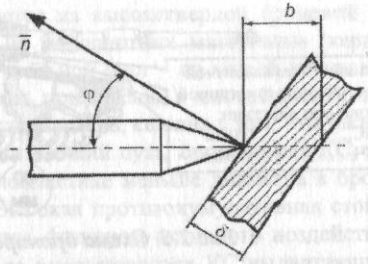


Рис. 2.2. Схема подхода снаряда к броне

Для того чтобы снаряд при подходе к броне с малыми значениями угла φ рикошетировал или разрушался, не повреждая брони, она должна обладать высокой твердостью поверхности ($H_B \approx 600$) и высоким временным сопротивлением ($\sigma_в = 1800\ldots2000$ МПа). С другой стороны, повышение твердости и временного сопротивления неизбежно ведет к снижению ударной вязкости. При обстреле недостаточно вязкой брони на ней появляются трещины, а с тыльной стороны возникают отколы.

Указанным требованиям удовлетворяют специальные стали, главными легирующими элементами которых являются хром, придающий твердость, и никель, увеличивающий вязкость. Часто также применяются и другие составляющие (ванадий, молибден, кремний).

Толщина брони в различных частях корпуса

Толщина брони в различных частях корпуса образцов БТТ различна: крыша и днище обычно более тонкие, чем остальные части.

Толщину крыши легких машин определяют, исходя из условия защиты от обстрела бронебойной пулей с самолета. Толщину верхней брони средних и тяжелых машин выбирают по соображениям обеспечения жесткости корпуса в соответствии с толщиной бортовой брони (в среднем 0,25…0,35 максимальной толщины брони). При выборе толщины листов днища учитывают необходимость обеспечения достаточной связи между бортами и невозможность продавливания его при вывешивании машины на неровности, а также условия защиты от поражения в моменты переваливания через вертикальные препятствия, когда днище машины обнажается и плоскость ее образует с горизонтом угол до 40°. Толщина днища в носовой и кормовой частях достигает 0,50…0,70 толщины бортовых листов.

Толщина лобовой брони (щиток водителя), как наиболее ответственной, принимается большей, чем в других местах БК. Часто, придавая наклон лобовому листу, толщину его, по сравнению с вертикальными листами, не уменьшают.

Ориентировочные значения толщин корпуса современного танка приведены рис.2.3.

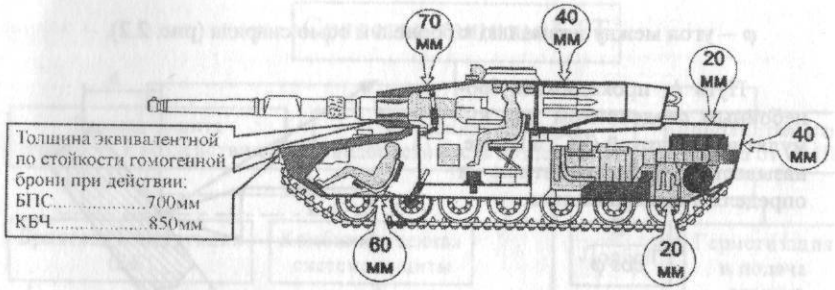


Рис.2.3. Схема бронирования танка Леопард-2

Существенную роль играют не только толщина брони, но и форма броневых корпусов и башен танков. Обтекаемая форма корпусов и башен, наклонное расположение броневых деталей не только снижают бронебойное действие снарядов, но и уменьшают поражающее действие ударной волны при ядерном взрыве. Броня обеспечивает защиту от светового излучения и ослабляет воздействие проникающей радиации.

Совершенствование броневой защиты идет по линии как поиска лучших форм корпусов и башен, так и упрощения их производства. Соединение броневых деталей, выполняемых из толстой противоснарядной брони, с помощью электросварки сопряжено с большим расходом высококачественных электродов. Известные затруднения вызывает и обеспечение жесткости, прочности и надежности составной конструкции сварного корпуса. По сообщениям печати, современный уровень развития тяжелой индустрии позволяет упростить процесс изготовления броневых корпусов путем изготовления их цельнолитыми, из одной отливки. При этом на 15…20 % уменьшается расход металла, высвобождаются прокатные станы и прессовое оборудование, осуществляется значительная экономия электродов. При литых броневых корпусах проще обеспечивается их жесткость, открываются дополнительные возможности усовершенствования формы броневой защиты танков. Современные танки имеют цельнолитые броневые корпуса. Это позволяет придать обводом их носовой части в поперечном сечении форму, приближающуюся к полуэллиптической.

В последнее время появились образцы БТТ, изготовленные не из стали, а из других материалов, в частности из пластмасс.

Многослойная броневая защита

Несмотря на то, что броневая конструкция совершенствуется путем новых решений конструкционного и материаловедческого характера, а также путем прямого наращивания массы и оптимальной дифференциации брони, использования больших углов наклона до $65…70^0$.

Основные узлы броневой конструкции современных танков имеют многослойную структуру – несколько слоев броневой стали, между которыми располагаются элементы различного назначения (см. рис. 2.3), которые могут быть заменены при появлении новых условий. Путем подбора конструкционных материалов, обладающих совершенно различными физико-механическими свойствами, можно добиться существенного повышения стойкости брони. Лицевой стальной лист, как правило, выполняется из высокотвердой броневой стали, промежуточные слои – из относительно малоплотных материалов (керамики, стеклопластика, алюминия), тыльный стальной лист – из вязкой легированной стали, образуя подбой. Целесообразность применения в многослойных преградах легких материалов, например, стеклопластика, связана с тем, что такие преграды легче гомогенной стальной брони. Общий путь, проходимый КС, увеличивается, а диаметр пробоины в стеклопластике меньше диаметра в броневой стали (эффект задевания за стенки). Высокая противокумулятивная стойкость керамического наполнителя объясняется фактором активного воздействия со стороны керамического наполнителя на внедряющуюся КС выдвигающимися частицами разрушенной керамики и сработавшейся части струи (рис.2.4).

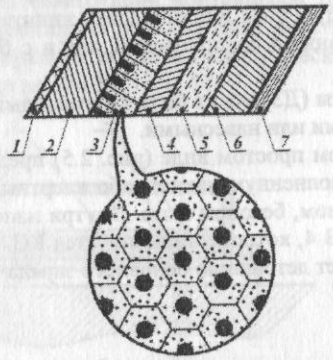


Рис. 2.4. Схема многофункциональной броневой преграды: 1 – маскировочное покрытие; 2, 4, 6 – сталь; 3 – керамические элементы с ВВ; 5 – стекловолокно; 7 – подбой

Стойкость стальной основы может быть повышена за счет новых конструкторско-технологических решений, например армирования стали сверхпрочными углеродистыми волокнами.

Еще одно принципиально новое техническое решение дает весьма заметный эффект по подкалиберным снарядам и в несколько меньшей степени по кумулятивным снарядам – это применение слоя из элементов на основе обедненного урана. Правда, это приводит к утяжелению брони.

Комбинированные системы защиты

Сейчас уже можно утверждать, что эффктивность броневого корпуса, выполненного даже из многослойной брони, является недостаточной. Противостоять поражающим элементам современных боеприпасов за счет простого поглощения их кинетической энергии при имеющихся ограничениях по массе и толщине бронирования далее не представляется возможным.

На современных танках и других образцах БТТ устанавливаются комбинированные системы защиты, включающие в себя не только броневой корпус, но и дополнительные устройства и системы, повышающие живучесть защищаемых объектов. К ним относятся навесная броня, динамическая защита (ДЗ) и активная дистанционная защита (АДЗ).

Динамическая защита

Для повышения боевой живучести образцов бронетанковой техники современные и перспективные танки оснащаются такими конструкциями, которые не только оказывают пассивное сопротивление внедряющемуся телу (сердечнику подкалиберного снаряда, кумулятивной струе и т.д.), но и дестабилизируют его, вызывая повышенный расход энергии.

Одним из способов достижения такого эффекта является использование в конструкции броневой защиты зарядов взрывчатого вещества (ВВ). Этот способ получил название "динамическая защита" (иногда используется термин "реактивная броня").

Последние исследования и разработки позволили создать конструкции динамической защиты, обладающие высокой эффективностью. Так, если вначале была создана навесная динамическая защита для борьбы с кумулятивными боеприпасами, то вскоре появилась встроенная динамическая защита, предназначенная для борьбы как с кумулятивными боеприпасами, так и с бронебойными подкалиберными снарядами.

Контейнеры динамической защиты (ДЗ) могут быть внутренними, т.е. устанавливаться между броневыми листами или навесными.

Внутренний контейнер ДЗ в самом простом виде (рис. 2.5) представляет собой прочную стальную обойму 5, заполненную каким-либо инертным наполнителем 2, например водой, полиуретаном, бетоном и т.п. Внутри наполнителя различными способами размещается ВВ 4, которое инициируется КС. Проходя через инициирующее ВВ, струя вызывает детонацию основного заряда 3.

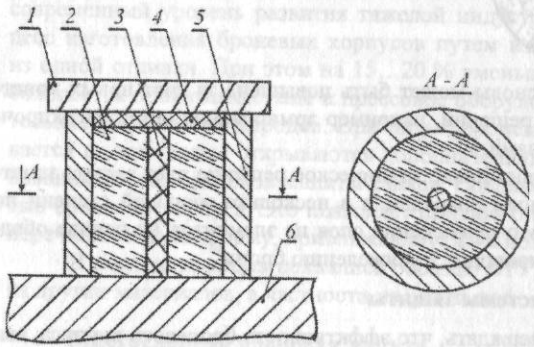


Рис.2.5. Схема взрывной ячейки: 1 – лицевая броня; 2 – инертный наполнитель; 3 – основное ВВ; 4 – инициирующее ВВ; 5 – стальная обойма; 6 – основная броня

Под воздействием энергии КС и продуктов детонации инертный наполнитель ударно сжимается внутри стальной обоймы. Под действием ударной волны инертный наполнитель начинает расширятся, а затем снова сжимается, т.е. происходит колебательный процесс движения наполнителя. За время движения КС через ячейку совершается несколько колебаний. Увеличенная в 1,2…2 раза противокумулятивная стойкость, наблюдается при прохождении КС между основным ВВ и стенкой обоймы. Существенную роль играют внутренний диаметр ячейки, тип инертного наполнителя и главным образом масса размещенного в обойме ВВ.

Навесной контейнер ДЗ представляет собой блок разнесенных преград (рис 2.6) из металлических и неметаллических материалов, в том числе из листовых зарядов пластического взрывчатого вещества (ПВВ). Они образуют элемент динамической защиты (ЭДЗ), который в результате использования энергии взрывчатого вещества ослабляет воздействие бронебойных подкалиберных снарядов и кумулятивных средств поражения на броневую защиту, тем самым повышая уровень ее стойкости. Сущность действия ЭДЗ заключается в разрушении КС металлическими пластинами, метаемыми продуктами детонации ПВВ, инициируемого при воздействии на него проникающим элементом. В зависимости от места расположения ЭДЗ по толщине брони (навесная или встроенная защита) будет оказываться воздействие на различные участки КС. Современные конструкции контейнеров ДЗ позволяют, в большинстве случаев, добиться снижения поражающего действия существующих КЗ до 80 %, а при соответствующем подборе геометрических параметров ЭДЗ и условий взаимодействия и до 100 %.

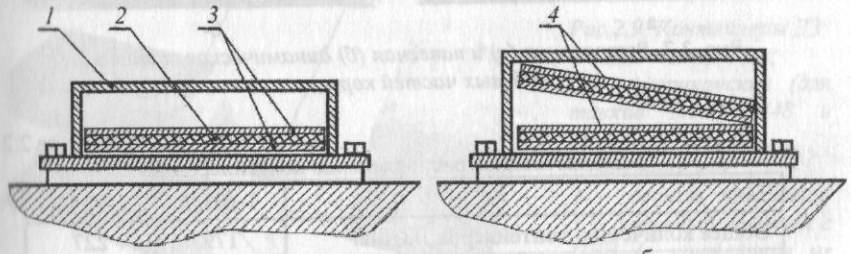


Рис. 2.6. Схемы одноэлементного (а) и двухэлементного (б) контейнеров ДЗ: 1 – корпус; 2 – ПВВ; 3 – стальные пластины; 4 – элементы ДЗ

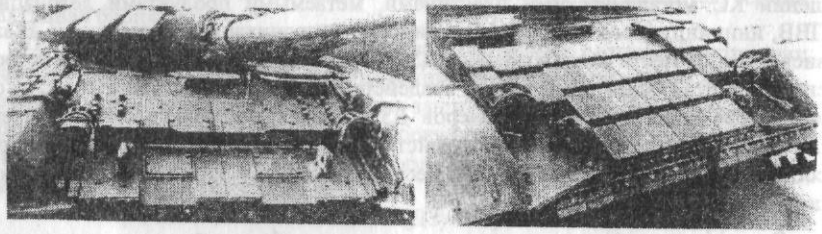
В настоящее время имеются варианты разработок тандемной динамической защиты (рис. 2.6б) с двумя разнесенными слоями пластического ВВ (первый слой пластического взрывчатого вещества нейтрализует действие лидирующего заряда тандемной БЧ, второй - уменьшает глубину проникания кумулятивной струи основного заряда).

Критерием эффективности ДЗ является непробитие основной брони, расположенной за ЭДЗ.

Встроенная и навесная динамическая защита (рис.2.7) могут быть заменяемыми и незаменяемыми. Навесная динамическая защита может быть многоили однорядной в зависимости от назначения и структуры основного бронирования, а также предусматривать локальную дифференцированную укладку при широком ассортименте типоразмеров контейнеров ДЗ.

В нашей стране встроенная динамическая защита отработана в начале 60-х годов. Однако установка динамической защиты на отечественных танках в ее не лучшем варианте была осуществлена только в 1985 году. Такое запозда-

лое появление динамической защиты отрицательно отразилось на своевременном создании отечественных противотанковых боеприпасов, способных преодолевать динамическую защиту. Вместе с тем, чтобы сразу осуществить отработку динамической защиты, способной бороться с бронебойными подкалиберными снарядами и тандемными кумулятивными боеприпасами, отечественные разработчики создали навесную динамическую защиту. Навесная динамическая защита устанавливается с 1985 г. на отечественных танках Т-64БВ, Т-72АВ, Т-80БВ. Количественное распределение контейнеров навесной динамической защиты (рис. 2.8.) по поверхности танков представлено в табл. 2.2.



а б

Рис. 2.7. Встроенная (а) и навесная (б) динамическая защита лобовых частей корпуса

Таблица 2.2

Количественное распределение контейнеров ДЗ

Танк	Т-64БВ	Т-72АВ
Общее количество контейнеров ДЗ, шт.	179	227
Количество контейнеров ДЗ на башне, шт.	80	70
Количество контейнеров ДЗ на корпусе, шт.	99	61
Колич. контейнеров ДЗ на бортовых экранах, шт.	–	96

Динамической защитой встроенного типа оснащены отечественные танки Т-72Б, Т-80 УД и зарубежные М 12 (США), " Леопард-2" (Германия) и т.д.

Известно, что эффективность динамической защиты зависит от длины ее элементов. На зарубежных танках длина блоков динамической защиты составляет 500 мм, что позволяет эффективно воздействовать не только на моноблочные боеприпасы (с одним кумулятивным зарядом), но и на тандемные БЧ. На отечественных танках длина блоков с целью обеспечения унификации составляет 250 мм, что снижает их эффективность.

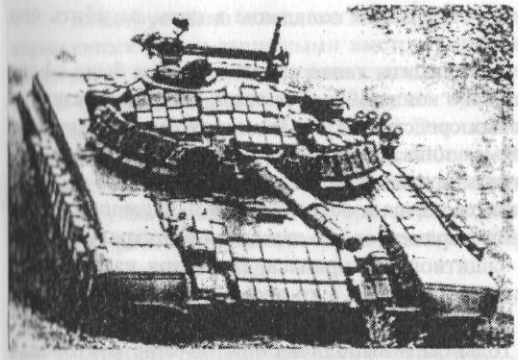
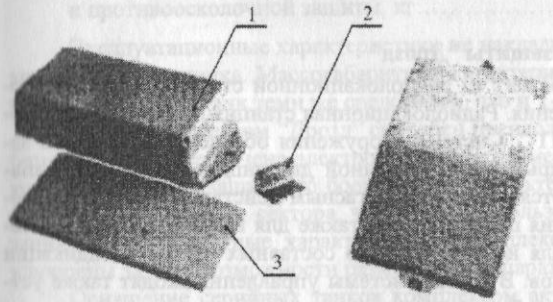


Рис. 2.8. Размещение контейнеров ДЗ навесного типа на танке Т-72

Впоследствии для отечественных танков были разработаны большие контейнеры ДЗ (500 мм) для установки их на башне (рис 2.9а).



а б

Рис.2.9. Контейнеры ДЗ:
а – отечественный;
б – американский (для танков типа М48 и М60);
1– внешний вид;
2 – деталь крепления;
3 – активный элемент с ПВВ (в контейнере их два)

Наиболее перспективна компьютеризированная ДЗ, которая будет более сложной и эффективной, чем существующие конструкции, и сможет нейтрализовать действие как бронебойных подкалиберных снарядов, так и кумулятивных боеприпасов калибра 120 мм и более. В этой «разумной» конструкции используются датчики, соединенные с компьютером, управляющим всей системой. Когда атакующий боеприпас пройдет систему датчиков, компьютер определит его параметры и число блоков ДЗ, которые должны нейтрализовать боеприпас. Такая схема позволит более экономично расходовать ВВ ДЗ и менее опасно воздействовать на внешние и внутренние агрегаты бронеобъектов. Предполагается, что данная система может быть установлена на перспективных модификациях танка М1. Рассмотренная система безопаснее существующей ДЗ, поскольку инициируется только по сигналу компьютера.

Активная защита

Задача активной дистанционной защиты (АДЗ) заключается в непосредственном воздействии на подлетающий к защищаемому объекту боеприпас

с целью изменить его траекторию, затруднить попадание в цель, ослабить его действие или даже разрушить.

Идея активной дистанционной защиты танка впервые в мире была сформулирована в одном из тульских КБ в конце 50-х гг. в связи с бурным развитием кумулятивных противотанковых средств (ПТС). За основу был принят секторный принцип, когда защищаемая зона делится на несколько секторов, с которыми стационарно связано оружие противодействия.

Алгоритм работы комплекса сводится к обнаружению нападающего противотанкового снаряда, измерению параметров его движения и отстрелу в соответствующий момент времени защитного боеприпаса. Несмотря на видимую простоту идеи, ее реализация существующими в то время техническими средствами вызывала сомнение.

В период с 1977 по 1982 годы была выполнена опытно-конструкторская работа по созданию комплекса активной защиты "Дрозд". Комплекс предназначался для защиты танка Т-55А от противотанковых управляемых ракет и противотанковых гранат. Активную роль в создании комплекса сыграл тульский НИИ "Стрела".

Комплекс активной защиты "Дрозд"

Комплекс "Дрозд" состоит из радиолокационной станции, системы вооружения и системы управления. Радиолокационная станция обнаруживает и сопровождает нападающие ПТС. Система вооружения обеспечивает отстрел защитного боеприпаса и подрыв его на заданной дистанции. Поражение нападающего ПТС осуществляется осколочно-фугасным действием защитного боеприпаса. Система управления предназначена также для включения и выключения комплекса, для контроля исправности его составных частей и индикации наличия защитных выстрелов. В состав системы управления входят также устройства, блокирующие стрельбовые цепи комплекса при открытых люках танка, и дублер-генератор, позволяющий производить отстрел защитных выстрелов в аварийной ситуации при обесточенной сети танка.

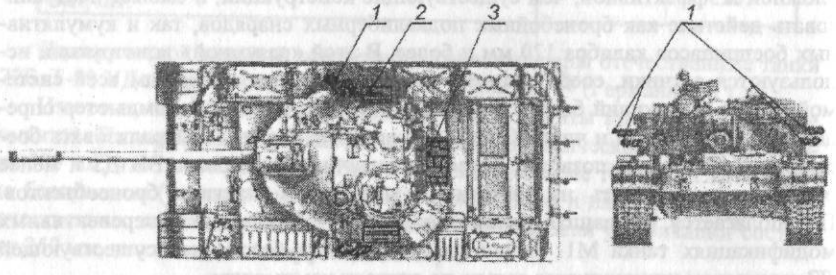


Рис. 2.10. Комплекс активной защиты "Дрозд" на танке Т-55А:
1 – блок вооружения; 2 – высокочастотный модуль РЛС; 3 – аппаратный модуль РЛС

Конструктивно комплекс выполнен в виде четырех блоков вооружения, заряженных двумя защитными выстрелами каждый, трех модулей радиолокационной станции, пульта управления и соединителей, обеспечивающих питание и функциональные связи между его составными частями. Он размещается на башне танка в навесном варианте. Это позволяет менять направление защиты поворотом башни. Блоки вооружения и СВЧ модули РЛС расположены симметрично относительно оси башни, аппаратурный модуль РЛС – на корме башни, пульт управления – внутри, перед командиром танка. После включения комплекс работает автоматически. Комплекс "Дрозд" имеет следующие ТТХ:

Зона защиты, град.:
- по азимуту.....±40
- по углу места.....-6...+20

Скорости поражаемых ПТУР и ПГ, м/с.....70...700
Вероятность поражения ПТС.....не менее 0,7
Потребляемая от сети танка мощность, Вт.....700
Масса с учетом противопульной и противоосколочной защиты, кг.....1000

Эксплуатационные характеристики не накладывали ограничений на условия применения танка. Массогабаритные характеристики комплекса позволили транспортировать танк теми же средствами, что и Т-55А.

Танк с комплексом "Дрозд" способен преодолевать водные преграды глубиной до 5 м. Обеспечена электромагнитная совместимость группы из 30 танков. При отстреле защитного боеприпаса на пульте управления гаснет индикатор соответствующего сектора, что может использоваться в качестве целеуказания. Массогабаритные характеристики комплекса могут быть значительно улучшены за счет возможности размещения аппаратуры РЛС внутри танка.

Оснащение серийных танков комплексом активной защиты "Дрозд" позволяет уменьшить их потери в различных боевых ситуациях в 2-3 раза.

Комплекс активной защиты "Арена"

Комплекс активной защиты танков "Арена" разработан Коломенским КБМ и не имеет аналогов в мире. Он предназначен для защиты от атакующих танк ПТУР и противотанковых гранат.

Для обнаружения целей в комплексе использована многофункциональная РЛС с «мгновенным» обзором пространства во всем защищаемом секторе и высокой помехозащищенностью. Для прицельного поражения ракет и гранат противника применяются защитные боеприпасы узконаправленного действия, обладающие очень высоким быстродействием, которые размещены в специальных установочных шахтах пояса, охватывающего башню по периметру (танк несет 26 таких боеприпасов). Автоматическое управление работой комплекса осуществляется специализированной ЭВМ, которая обеспечивает также контроль за его работоспособностью.

Последовательность работы комплекса: после его включения с пульта управления командира танка все дальнейшие операции выполняются в автома-

тическом режиме. РЛС обеспечивает поиск целей, подлетающих к танку. Затем станция переводится в режим автосопровождения, вычисляя параметры движения цели и передавая их в компьютер, который выбирает номер защитного боеприпаса и время его срабатывания. По его команде пороховым вышибным зарядом производится выброс (отстрел) боеприпаса вверх, а затем по истечении заданного замедления – его подрыв (см. рис 2.11).

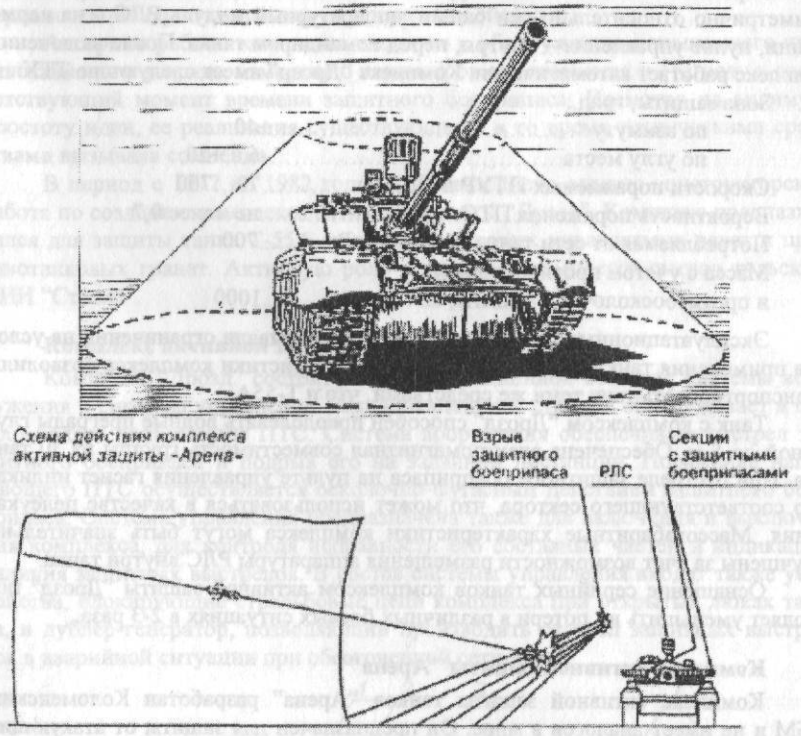


Рис. 2.11. Схема действия комплекса активной защиты танка "Арена"

Боеприпас выполнен в виде квадратной пластины (рис 2.12), по-видимому, содержащей плоский заряд ВВ и слой готовых поражающих элементов. Защитный боеприпас образует пучок поражающих элементов, уничтожающих цель на подлете к танку. Время от обнаружения цели до ее поражения рекордно короткое – не более 0,07 с. Через 0,2…0,4 с после защитного выстрела комплекс вновь готов «расстрелять» очередную цель. Каждый защитный боеприпас обстреливает свой сектор, причем сектора близкорасположенных боеприпасов перекрываются, что обеспечивает перехват нескольких целей, приближающихся с одного направления.

Комплекс является всепогодным и «всесуточным», он способен работать при движении танка и при повороте башни. Важной проблемой, которую удалось успешно разрешить разработчикам комплекса, явилось обеспечение электромагнитной совместимости нескольких танков, оснащенных «Ареной» и действующих в единой группе. Комплекс практически не накладывает ограничений на формирование подразделений танков по условиям электромагнитной совместимости.

«Арена» не реагирует на цели, находящиеся на удалении более 50 м от танка, на малоразмерные цели (пули, осколки, малокалиберные снаряды), не представляющие непосредственной угрозы для танка, на удаляющиеся от танка цели (в том числе и собственные снаряды), на малоскоростные предметы (птицы, комья земли и т.п.). Приняты меры для обеспечения безопасности сопровождающей танк пехоты: опасная зона комплекса – 20 м – относительно мала; при срабатывании защитных снарядов не образуется побочных убойных осколков; имеется внешняя световая сигнализация, предупреждающая пехотинцев, находящихся позади танка, о включении комплекса.

Рис. 2.12. Защитный боеприпас системы "Арена" в оболочке

Оснащение Т-80 «Ареной» позволяет поднять выживаемость танка при проведении наступательных операций приблизительно в два раза.

2.2.2. «Косвенная» защита

"Косвенная" защита складывается из двух основных направлений: защита от обнаружения и защита от попаданий противотанковых средств поражения.

Защита от обнаружения – маскировка в широком диапазоне излучений. Маскировка может быть видимой и обеспечиваться применением защитной окраски машин применительно к общему характеру местности и времени года. Габариты машины должны быть минимальными, особенно важно иметь малую высоту, так как заметность танка на местности зависит, главным образом, от общей высоты машины. Маскировка в инфракрасном диапазоне достигается за счет применения покрытия, отражающего солнечную энергию и снижающего уровень лучистого нагрева танка, а также за счет рассеивания выхлопных газов. Звуковая маскировка сводится к достижению бесшумной работы механизмов.

Маскировка в радиоволновом диапазоне применяется для уменьшения возможности обнаружения танка РЛС противника и может достигаться путем применения технологии "Стелс".

Защита от попаданий делится на активное противодействие и пассивное.

Пассивное противодействие – это сокращение времени пребывания танка под огнем за счет его большей маневренности, а также уменьшение размеров танка как цели.

Системы маскировки

Внезапность действия танков является одним из важнейших факторов, определяющих успех операции. В НИИ стали проведена оценка эффективности защиты танка, оснащенного комплексом средств снижения заметности, в типовых боевых ситуациях и эпизодах. Она показала следующее:

– вероятность поражения объекта суббоеприпасами с радиометрическими датчиками снижается с 0,85 до 0,2, с тепловыми датчиками – еще более;

– потери от ударов авиации, в зависимости от вооружения, – на 50…70 %;

– потери от разведывательно-ударных комплексов – на 70…80 %;

– потери в бою танковой дивизии – на 80 %.

Таким образом, снижение вероятности обнаружения ведет к резкому снижению эффективности применения противником высокоточного оружия. При этом стоимость работ по оснащению современных объектов БТТ средствами снижения заметности значительно ниже, чем стоимость работ по совершенствованию техники радиоэлектронного противодействия. Основные положения концепции создания малозаметных образцов БТТ таковы:

– приоритет требований по заметности от постановки задачи до серийного производства и далее на протяжении всего жизненного цикла;

– комплексность и согласованность технических решений по формированию сигнатур образца с учетом возможностей средств разведки и наведения оружия;

– применение способов оптимизации компоновки образца с использованием критерия минимального объема, требуемого для размещения всех его основных частей, включая комплекс средств снижения заметности, навесное и вспомогательное оборудование;

– формирование внешнего облика образца с образованием единой поверхности без разрывов и выступающих частей;

– применение специальных материалов и покрытий с высокими физическими и эксплуатационными характеристиками, в том числе меняющих цвет и прозрачность (типа «хамелеон»);

– создание ионизированных слоев воздуха над танком для скрытия от обнаружения и срыва наведения средств, работающих в радиолокационном диапазоне;

– использование аэрозолей, непрозрачных в диапазоне длин волн 0,2…0,8 и 1,2…16 мкм;

– разработка конструктивных и схемных решений, обеспечивающих максимальную степень закрытия проекций изделия маскирующими материалами и покрытиями;

– разработка конструкций осветительных, наблюдательных приборов, различных излучающих систем и дополнительного вооружения, обеспечивающих возможность механизированного перевода в боевое положение и скрытие их в пассивном режиме;

– замена активных приборов ночного видения на тепловизионную технику;

– компоновка моторно-трансмиссионных отделений и агрегатных отсеков с продувкой наружным воздухом, экранированием и теплоизоляцией.

Средства оптико-электронного противодействия

Суть оптико-электронного противодействия (ОЭП) заключается в воздействии каким-либо способом на систему управления подлетающего к танку боеприпаса с тем, чтобы изменить его траекторию, затруднить попадание, резко снизить эффективность действия.

ОЭП может быть пассивным – за счет постановки маскирующих завес, либо активным.

Активное противодействие реализуется по двум направлениям: первое – активные помехи оператору, ведущему огонь, и системе управления ракеты (снаряда); второе – увод управляемых, в том числе самонаводящихся снарядов, с помощью быстро устанавливаемых ложных целей (например, уголковых отражателей).

Одним из образцов средства ОЭП является изделие «Штора-1» (Россия).

В его состав входят:

– датчики лазерного облучения для определения направления на источник лазерного излучения (дальномера или дальномера-подсветчика);

– система постановки дымовой завесы;

– импульсная высокоэнергетичная прожекторная станция противодействия ПТУР с командными СУ

Системы аналогичного назначения разработаны и в других странах – в Израиле, Великобритании.

3. Системы управления ПТУР. Теория управляемого полета

3.1. Системы управления и методы наведения

Одной из важнейших подсистем комплекса управляемого вооружения (КУВ), во многом определяющей облик ракеты, является система управления.

Под системой управления (СУ) КУВ понимается совокупность устройств, определяющих положение ракеты и цели и обеспечивающих выработку команд управления и наведения ракеты на цель.

СУ комплекса обеспечивает также решение ряда задач, предшествующих наведению ракеты на цель: поиск цели, прицеливание, управление процессом подготовки пуска, сам пуск и т.п. Отдельные элементы СУ находятся в составе ракеты, а другие – вне ее – на месте старта, в пространстве (например, система спутниковой навигации) и даже на самой цели (при использовании самонаведения по излучению от цели).

Движение летательного аппарата (ЛА) обычно рассматривают как сумму двух движений: поступательного перемещения центра масс и вращательного движения относительно центра масс.

Управление движением центра масс ЛА называют его наведением, а управление угловой ориентацией ЛА в пространстве – стабилизацией. Система наведения и система стабилизации образуют систему управления.

Системы автоматической угловой стабилизации по каналам тангажа (в вертикальной плоскости) и курса (в горизонтальной плоскости) на ПТУР обычно не устанавливаются. Гашение колебаний корпуса обеспечивается стабилизирующим воздействием набегающего потока. На некоторых ПТУР устанавливается система автоматической стабилизации по каналу крена.

Системы управления классифицируют в зависимости от вида системы наведения, и когда говорят о системе управления, обычно имеют в виду систему наведения.

В общем случае ракета может прийти в точку встречи, реализуя широчайший спектр возможных траекторий, но система наведения может работать только тогда, когда на характер движения ракеты наложены некоторые ограничения, называемые идеальными связями. Эти связи и составляют метод наведения. Методы наведения делят на две группы. Первая группа – методы наведения в системе координат, связанной с командным пунктом, вторая – методы наведения в системе координат, связанной с ракетой.

Основным представителем методов первой группы является метод совмещения, иначе называемый методом трех точек (рис.3.1). В соответствии с этим методом ракета в процессе полета должна постоянно находиться на линии визирования цели, т.е. три точки: цель, командный пункт и ракета должны лежать на одной прямой. При выполнении этого условия ракета неизбежно встретится с целью.

Уравнение метода совмещения

$$\varphi_р = \varphi_ц. \qquad (3.1)$$

Основным представителем методов второй группы является метод пропорционального сближения (рис.3.2).

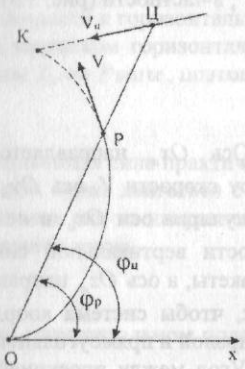


Рис.3.1. Схема метода совмещения

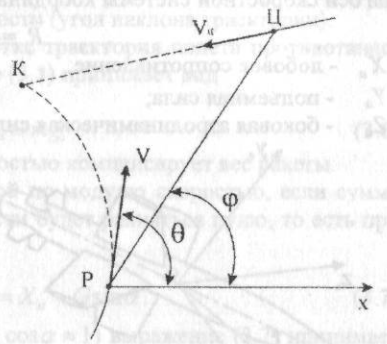


Рис.3.2. Схема метода пропорционального сближения

При его реализации скорость поворота вектора скорости ракеты должна быть пропорциональна скорости поворота линии визирования цели, т.е.

$$\dot{\theta} = a\dot{\phi}. \qquad (3.2)$$

Более полную информацию о методах наведения ракет можно найти в работе [5].

Итак, метод наведения – это некоторые идеальные связи, выражаемые математическими зависимостями, а система наведения – это приборы и радиоэлектронная аппаратура, вырабатывающие команды на управление полетом в соответствии с принятым методом наведения.

3.2. Управляющие силы и способы их создания. Перегрузка

3.2.1. Управляющие силы

Работа системы наведения заключается в том, что наземная или бортовая аппаратура вырабатывает команду на управление движением центра масс ракеты. Для выполнения этой команды к центру масс ракеты нужно приложить управляющую силу. Под управляющей силой понимают равнодействующую всех поверхностных сил, приложенных к ракете. Сила тяжести не является поверхностной, и поэтому в состав управляющей силы не входит. При аэродинамическом управлении вектор управляющей силы $\overline{R}$ является суммой вектора результирующей аэродинамической силы $\overline{R}_A$ и силы тяги двигателя $\overline{P}$, то есть имеет место равенство:

$$\overline{R} = \overline{R}_A + \overline{P}. \qquad (3.3)$$

В расчетной практике обычно используют не сами векторы, а их проекции на оси скоростной системы координат $Ox_a y_a z_a$, в частности (рис. 3.3):

$$\bar{R} = \{X_a, Y_a, Z_a\},$$

где X_a - лобовое сопротивление;

Y_a - подъемная сила;

Z_a - боковая аэродинамическая сила.

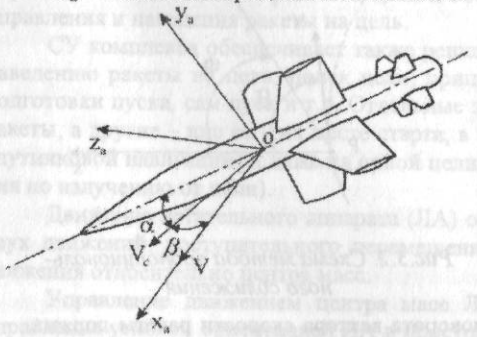


Рис. 3.3. Скоростная система координат

Ось Ox_a направляется по вектору скорости V, ось Oy_a перпендикулярна оси Ox_a и лежит в плоскости вертикальной симметрии ракеты, а ось Oz_a направляется так, чтобы система координат была правой и прямоугольной.

Угол между проекцией вектора скорости на плоскость вертикальной симметрии V_c и осью ракеты называется углом атаки α, а угол между вектором скорости и плоскостью вертикальной симметрии – углом скольжения β.

Рассмотрим движение ракеты в вертикальной (рис. 3.4) и горизонтальной (3.5) плоскостях.

Управляющая сила, действующая на ракету в вертикальной плоскости в направлении оси Oy_a, определяется выражением:

$$R_{ya} = Y_a + P\sin\alpha. \qquad (3.4)$$

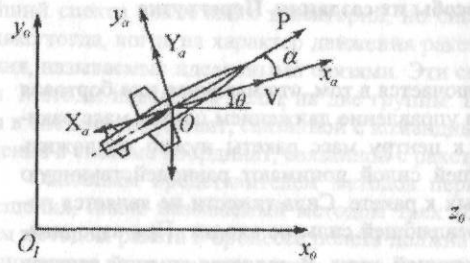


Рис. 3.4. Схема движения ракеты в вертикальной плоскости

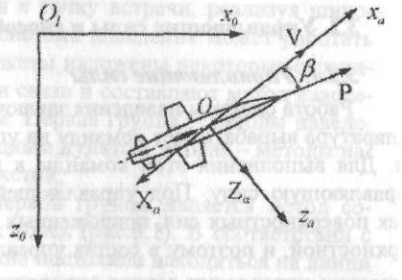


Рис. 3.5. Схема движения ракеты в горизонтальной плоскости

Траектория полета в вертикальной плоскости будет прямолинейной, если выполняется условие

$$R_{ya} = mg\cos\theta, \qquad (3.5)$$

где m – масса ракеты, g – ускорение свободного падения, а θ – угол наклона вектора скорости к горизонтальной плоскости (угол наклона траектории).

На маршевом горизонтальном участке траектория полета противотанковой ракеты $Y_a \approx P\sin\alpha$, поэтому условие (3.5) принимает вид

$$Y_a \approx mg, \qquad (3.6)$$

то есть подъемная сила практически полностью компенсирует вес ракеты.

Ракета будет двигаться с постоянной по модулю скоростью, если сумма проекций всех сил на направление скорости будет равняться нулю, то есть при выполнении условия

$$P\cos\alpha = X_a - G\sin\theta. \qquad (3.7)$$

При горизонтальном полете ($\theta = 0$, $\cos\alpha \approx 1$) выражение (3.7) принимает вид

$$P \approx X_a. \qquad (3.8)$$

Если на ракете установлена проводная линия связи, то сила ее натяжения T должна быть включена в выражения (3.7) и (3.8), в частности, формула (3.8) примет вид

$$P = X_a + T, \qquad (3.9)$$

то есть при постоянной скорости полета тяга двигателя должна компенсировать лобовое сопротивление и силу натяжения ПЛС.

Рассмотрим движение ракеты в плоскости $x_a Oz_a$, которая при близких к нулю значениях угла θ практически является горизонтальной. При стрельбе по движущейся цели траектория полета в этой плоскости искривляется в наибольшей степени. Траекторию искривляет боковая составляющая управляющей силы:

$$R_{Za} = Z_a + P\sin\beta. \qquad (3.10)$$

Траектория в горизонтальной плоскости будет прямолинейной, если $R_{Z_a} = 0$.

3.2.2. Перегрузка

В авиационной и ракетной технике широко используется понятие перегрузки. Перегрузка ракеты есть векторная величина, являющаяся отношением управляющей силы к весу ракеты у поверхности Земли, то есть

$$\bar{n} = \frac{\bar{R}}{mg_0}, \qquad (3.11)$$

где g_0 – ускорение свободного падения у поверхности Земли.

В процессе полета ракета совершает вращательные движения относительно центра масс и перегрузка в i-й точке ракеты не совпадает с перегрузкой в центре масс. Для ее вычисления используют зависимость

$$\overline{n_i} = \frac{\overline{W_i} - \overline{g_i}}{g_0}, \tag{3.12}$$

где $\overline{W_i}$ – ускорение i-той точки ракеты, $\overline{g_i}$ – ускорение свободного падения в точке пространства, совпадающей с i-й точкой ракеты.

Легко убедиться, что выражение (3.12), записанное для центра масс ракеты, приведет к выражению (3.11).

В расчетной практике обычно используют не сам вектор перегрузки, а его проекции на оси скоростной системы координат.

Таким образом, рассматривая движение центра масс ракеты, выделяют тангенциальную перегрузку

$$n_{x_a} = \frac{R_{x_a}}{mg_0} = \frac{P\cos\alpha - X_a - T}{mg_0}, \tag{3.13}$$

нормальную перегрузку

$$n_{y_a} = \frac{R_{y_a}}{mg_0} = \frac{P\sin\alpha + Y_a}{mg_0} \tag{3.14}$$

и боковую перегрузку

$$n_{z_a} = \frac{R_{z_a}}{mg_0} = \frac{P\sin\beta + Z_a}{mg_0}. \tag{3.15}$$

Как правило, углы атаки противотанковых ракет невелики, поэтому тангенциальную перегрузку обычно называют осевой.

Перегрузки n_{y_a} и n_{z_a} характеризуют маневренные свойства ракеты. У всех современных противотанковых ракет $n_{y_a} = n_{z_a}$.

Располагаемой перегрузкой называют установившееся значение перегрузки при максимальном угле отклонения органов управления $\delta_{расп}$.

Нормальная располагаемая перегрузка, или располагаемая перегрузка по каналу тангажа, определяется выражением

$$n_{y_a расп} = \frac{\left(C^{\alpha}_{y_a}\alpha_{бал.max} + C^{\delta}_{y}\delta_{расп}\right)\cdot qS_M + P\sin\alpha_{бал.max}}{mg_0}. \tag{3.16}$$

Для боковой располагаемой перегрузки по каналу курса, справедлива зависимость

$$n_{z_a расп} = \frac{\left(C^{\beta}_{z_a}\beta_{бал.max} + C^{\delta}_{z}\delta_{расп}\right)\cdot qS_M + P\sin\beta_{бал.max}}{mg_0}, \tag{3.17}$$

где $C^{\alpha}_{y_a}$ – частная производная коэффициента подъемной аэродинамической силы ракеты по углу атаки; $C^{\beta}_{z_a}$ – частная производная коэффициента боковой аэродинамической силы по углу скольжения; $\alpha_{бал.max}$ и $\beta_{бал.max}$ – максимальные балансировочные значения углов атаки и скольжения, q – скоростной напор набегающего потока.

Наряду с понятием располагаемой перегрузки используют понятие потребной перегрузки.

Потребная перегрузка – это перегрузка, которой должен обладать ЛА для обеспечения идеального движения, предписанного методом наведения (кинематическая составляющая), компенсации проекции силы тяжести на нормаль к траектории (гравитационная составляющая) и парирования возмущающих факторов, вызванных погрешностями изготовления и функционирования планера, двигателя, системы управления и состоянием атмосферы (запас по перегрузке).

Потребная перегрузка для канала тангажа определяется выражением:

$$n_{y_a потр} = n_{y_a кин} + n_{y_a грав} + \Delta n_{y_a},$$

а для канала курса формулой

$$n_{z_a потр} = n_{z_a кин} + \Delta n_{z_a},$$

где $n_{z_a кин}$ и $n_{y_a кин}$ – кинематические перегрузки каналов тангажа и курса; Δn_{z_a} и Δn_{y_a} – запасы по перегрузке для каналов тангажа и курса; $n_{y_a грав}$ – гравитационная перегрузка.

Траектория ПТУР в вертикальной плоскости близка к прямолинейной, поэтому $n_{y_a кин} \approx 0$. Кинематическая перегрузка канала тангажа может отличаться от нуля только при обеспечении встреливания ракеты в луч или в поле зрения пеленгатора с исключением врезания в грунт или при стрельбе по воздушным целям.

Кинематическая перегрузка канала курса определяется методом наведения. Для противотанковых ракет (за исключением УР с ГСН) справедлива следующая приближенная зависимость:

$$n_{z_a кин} \approx \frac{2V_p V_ц}{(x_ц - x_{н.у})g}\sin q,$$

где V_p и $V_ц$ – скорости ракеты и цели; $x_{н.у}$ – дальность неуправляемого участка траектории; $x_ц$ – дальность цели; γ – угол между линией визирования цели и вектором скорости цели.

Гравитационная перегрузка зависит от угла наклона траектории к горизонтальной плоскости и определяется выражением

$$n_{y_a грав} = \cos\theta .$$

Для ПТУР обычно $n_{y_a грав} \approx 1$.

Значения запасов перегрузки Δn_{y_a} и Δn_{z_a} обычно лежат в диапазоне 0,5…1,0.

У крестокрылых ЛА располагаемые перегрузки по каналам тангажа и курса одинаковы, а если ракета вращается относительно продольной оси, то перегрузки обязательно одинаковы.

Располагаемая перегрузка может меняться в процессе полета (3.14) и (3.15). Это объясняется изменением массы ракеты, скорости и величины балансировочного угла атаки (скольжения). Угол атаки (скольжения) изменяется при перемещении центра масс ракеты вдоль продольной оси в процессе выработки топлива и сматывания провода с катушки. Если центр масс перемещается вперед, то ракета становится более устойчивой и ее углы атаки и скольжения при неизменных углах отклонения рулей уменьшаются, следовательно, падает располагаемая перегрузка.

Для обеспечения встречи ракеты с целью необходимо, чтобы во всех точках траектории выполнялись следующие условия:

$$n_{y_a расп} \geq n_{y_a потр}; \qquad (3.18)$$

$$n_{z_a расп} \geq n_{z_a потр}. \qquad (3.19)$$

Для противотанковых ракет наиболее критичным при стрельбе на максимальную дальность является условие (3.16), а при стрельбе на минимальную дальность – условие (3.17).

В заключение следует напомнить, что перегрузка – безразмерная величина. К сожалению, довольно часто в публикациях указывается, что перегрузка составила несколько g. Это неверно. «Несколько g» – это ускорение, а не перегрузка.

Рассмотренные выше расчетные зависимости относятся к так называемому аэродинамическому способу создания управляющих сил. Подавляющее число управляемых ракет используют именно его. К настоящему времени известен только один серийный образец противотанковой ракеты с иным способом изменения траектории движения – это ПТУР "Dragon" (США). В его конструкции управляющая сила создается одноразовыми твердотопливными двигателями, объединенными в блок и расположенными вблизи центра тяжести ракеты. Тяга двигателя при работе направлена перпендикулярно оси ракеты, что заставляет ее отклоняться от прямолинейного движения.

3.3. Управляющие моменты и способы их создания

Управляющим моментом при аэродинамическом способе управления называют момент, создаваемый силой на органах управления относительно центра масс ЛА. Этот момент изменяет угловую ориентацию ЛА в пространстве, в результате чего позволяет решать две задачи:

– обеспечение требуемого углового положения ЛА в пространстве, например, полет без крена;

– регулирование нормальной и боковой составляющих управляющей силы, так как у большинства ЛА они зависят от углов атаки α и скольжения β.

На ПТУР нашли применение аэродинамические и газодинамические органы управления. Рассмотрим аэродинамические органы управления.

Интерцепторы. Интерцепторы, или прерыватели потока, появились на первых противотанковых ракетах (SS-10, «Шмель», «Овод» и др.). На рис. 3.6 приведена схема профиля крыла с установленным на нем интерцептором, который представляет собой пластину, вводимую в поток через верхнюю или нижнюю щель обшивки крыла. Интерцептор вызывает торможение потока. Появившееся избыточное давление Δp распространяется вперед по потоку и воздействует на поверхность крыла, расположенную перед пластиной. Равнодействующая избыточного давления $\Delta Y_{инт}$ создает относительно центра масс управляющий момент $M_{упр} = \Delta Y_{инт} h$, под действием которого ракета разворачивается на угол атаки, и возникает нормальная управляющая сила.

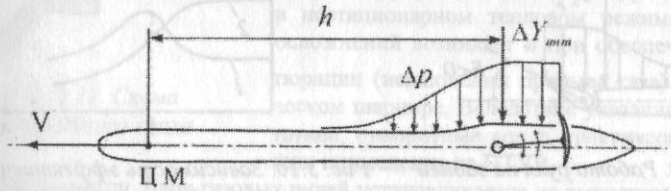


Рис. 3.6. Схема действия интерцептора

Для отклонения интерцептора использовали электромагнит достаточно малой массы и мощности (масса интерцептора с электромагнитом у ракеты «Овод» составляла 125 г).

К недостаткам интерцепторов следует отнести их большое лобовое сопротивление и сложность обеспечения достаточно большого значения плеча h, т.к. его величина определяется положением крыла на корпусе.

Рули на корпусе. Аэродинамические рули на корпусе, или полностью поворотное оперение, нашли наибольшее применение на ПТУР (рис. 3.7).

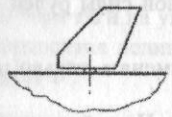


Рис. 3.7. Схема расположения руля на корпусе

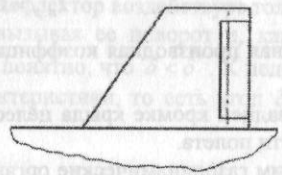


Рис. 3.8. Схема расположения руля на задней кромке крыла

Такие рули можно расположить на максимальном удалении от центра масс ракеты как на носовой, так и на кормовой части, то есть создать необходимый управляющий момент при малой силе на органах управления. Данное обстоятельство позволяет применять рули малой площади, что дает возможность упростить механизм их складывания или же применить нескладывающиеся рули на подкалиберной носовой части.

Рули на задней кромке крыла. Такие рули (рис. 3.8) обладают только одним положительным качеством – они индуцируют дополнительную подъемную силу на части крыла, примыкающей к рулю.

На рис. 3.9 показан руль, отклоненный на отрицательный угол δ. (В аэродинамике принято, что если при отклонении руля его задняя кромка опускается вниз, то угол отклонения – положительный). При дозвуковой скорости полета избыточное давление с верхней поверхности руля распространяется на прилегающую к ней площадь крыла и результирующая нормальная сила на руле Y_p оказывается больше, чем нормальная сила изолированного руля (рис. 3.10).

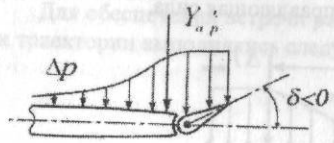


Рис. 3.9. Работа руля на задней кромке крыла

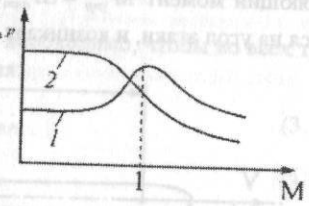


Рис. 3.10. Зависимость эффективности рулей на задней кромке (2) и рулей на корпусе (1) от числа M

При сверхзвуковой скорости полета возмущения вперед по потоку не распространяются (сверхзвуковой поток «слепой»), поэтому эффективность рулей на задней кромке становится даже ниже, чем эффективность изолированных рулей. Это объясняется тормозящим воздействием крыла, расположенного перед рулем.

Подъемная сила на рулях, вызванная углом их отклонения, определяется выражением

$$Y_{a.p} = C^{\delta}_{ya} \delta q S_p,$$

где C^{δ}_{ya} – частная производная коэффициента подъемной силы рулей по углу отклонения.

Рули на задней кромке крыла целесообразно применять только при дозвуковой скорости полета.

Рассмотрим газодинамические органы управления. Их действие основано на отклонении вектора тяги маршевого двигателя, то есть на получении составляющей вектора тяги, нормальной к оси ракеты, которая и обеспечивает создание управляющего момента.

Газодинамические органы управления могут отклонять всю струю газов (сопловой насадок) или только ее часть (газовые рули, дефлекторы).

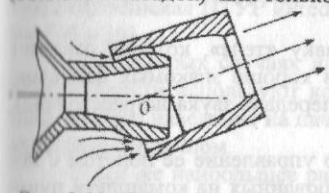


Рис. 3.11. Схема соплового насадка

Сопловой насадок. Он устанавливается на выходном конусе сопла и может отклоняться в одной или двух плоскостях. На рис. 3.11 приведена схема соплового насадка, отклоняющегося в вертикальной плоскости при вращении относительно точки 0. Степень расширения сопла подбирается такой, чтобы статическое давление потока на срезе сопла было меньше атмосферного. Это обеспечивает эжекцию (засасывание) забортного воздуха в зазор между соплом и насадком.

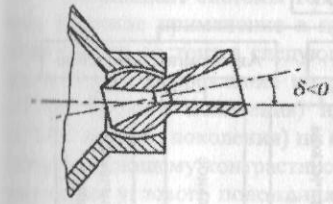


Рис. 3.12. Схема поворотного сопла

Поворотное сопло. Полное отклонение струи газов можно осуществить и посредством применения поворотного сопла (рис. 3.12), но такое решение вызывает большие трудности при конструировании этого узла, работающего в нестационарном тепловом режиме. Много осложнений возникает и при обеспечении обтюрации (исключении прорыва газа) в сферическом шарнире. Вследствие указанных недостатков, поворотные сопла практически не нашли применения на ПТУР.

Газовые рули. Блок газовых рулей устанавливается на выходном срезе сопла. Схема достаточно хорошо известна. Впервые она была применена на немецкой баллистической ракете V-2. Есть информация о применении газовых рулей на некоторых зарубежных ПТУР.

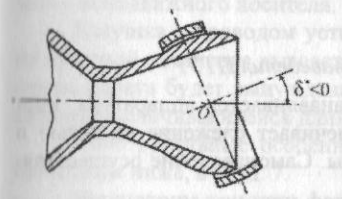


Рис. 3.13. Схема дефлектора

Дефлекторы. Дефлектор представляет собой кольцо, установленное на выходном срезе сопла (рис. 3.13). Его преимуществом является то, что при $\delta^* = 0$ он не входит в газовую струю и поэтому не испытывает теплового и эрозионного воздействия. При отклонении на угол δ^* дефлектор воздействует только на часть струи, вызывая ее поворот и, как следствие, поворот вектора тяги на угол δ. Вполне понятно, что $\delta < \delta^*$. К недостаткам дефлектора относится нелинейность характеристики, то есть угол δ не пропорционален углу δ^*.

3.4. Типы систем наведения

Системы наведения ЛА и, в частности, ПТУР делятся на три основные группы:

– теленаведение;

– самонаведение;

– автономное наведение.

Каждая группа, в свою очередь, делится на подгруппы. Классификация систем наведения ПТУР приведена на рис.3.14.

Термин «теленаведение» содержит приставку «теле», которая означает «на расстоянии». Эта приставка входит в состав хорошо знакомых нам слов: телевидение (видение на расстоянии), телефон (передача звука на расстояние), телеметрия (измерение на расстоянии) и т.п.

Таким образом, теленаведение ПТУР – это управление ее полетом с помощью команд или опорных импульсов, сформированных на командном пункте. Теленаведение осуществляется в системе координат, связанной с командным пунктом.

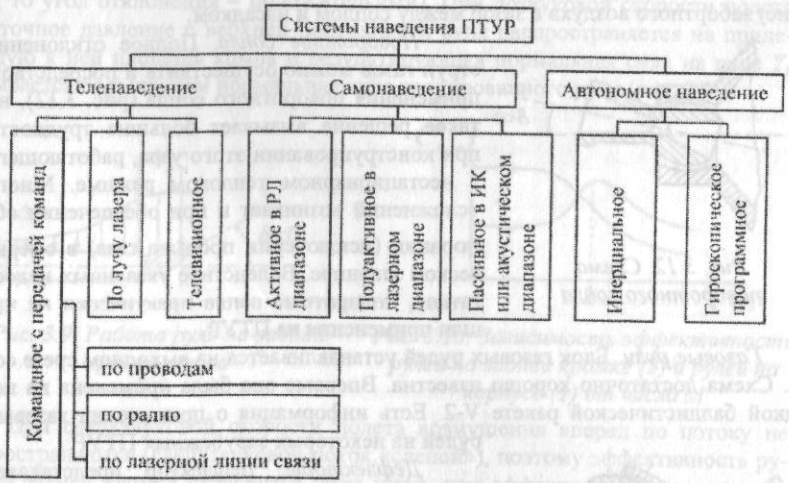


Рис.3.14. Классификация систем наведения ПТУР

При самонаведении на борту ракеты устанавливается аппаратура, именуемая головкой самонаведения, которая обеспечивает слежение за целью и выработку команд на управление полетом ракеты. Самонаведение осуществляется в системе координат, связанной с ракетой.

Автономная система наведения предусматривает управление полетом ракеты при отсутствии информации о текущем положении цели и неполучении каких-либо команд от пункта управления. Источником информации о кинематических параметрах ракеты служат установленные на ее борту акселерометры – приборы для измерения ускорений по осям, связанным с ракетой, и датчики угловых ускорений.

Перед пуском оператор несколько секунд отслеживает движение цели. При этом бортовая аппаратура ракеты запоминает угловую скорость линии визирования, и после пуска ракета стремится осуществить поворот вектора своей скорости с угловой скоростью линии визирования в момент пуска. Если цель не изменит параметров своего движения, то ракета должна с ней встретиться.

Вполне очевидно, что автономная система наведения при ее идеальной помехозащищенности может быть применена только на ракетах ближнего боя, таких как американская ПТУР «Predator», имеющая максимальную дальность стрельбы 600 м [6].

В некоторых случаях для обеспечения высокоточной стрельбы на большие дальности используют комбинированные системы управления: например, инерционное наведение на начальном и среднем участках траектории + самонаведение на конечном.

И все же наибольшее распространение среди ПТУР получили телеуправляемые ракеты.

3.4.1. Командное теленаведение с проводной линией связи

Командные системы теленаведения с проводной линией связи нашли самое широкое применение в практике создания ПТУР. Принципиальная суть этих систем состоит в следующем. Слежение за ракетой и оценка степени отклонения от направления на цель осуществляется с места пуска оператором (ПТРК первого поколения) или специальным устройством – пеленгатором (ПТРК второго поколения) по факелу двигателя или специальному устройству, обеспечивающему контрастность ракеты на фоне. Команды управления для совмещения углового положения ракеты с направлением на цель передаются по специальной проводной линии связи.

Достоинства рассмотренной СУ – максимальная простота, низкая стоимость, большая надежность и высокая помехозащищенность канала передачи команд. Недостатки – квадратичная зависимость усилия натяжения провода от скорости полета и линейная зависимость массы катушки с проводом от дальности полета. Эти недостатки ограничивают область применения проводной системы наведения, делая ее возможной только для дозвуковых ракет, запускаемых с неподвижного носителя.

Катушка с проводом устанавливается на борту ракеты. Расположение ее на пусковой установке вызовет неизбежный обрыв линии связи, так как в этом случае ракета будет вынуждена тянуть за собой по земле участок провода постоянно увеличивающейся длины.

Конструктивные особенности элементов СУ с проводной линией связи приведены ниже, в разд. 7.

Рассмотрим принцип формирования команд управления при использовании ПЛС. Команды управления вырабатываются бортовой аппаратурой ракеты в зависимости от сигналов управления, поступающих с командного пункта.

Сигналы управления, передаваемые по двухпроводной линии связи должны обладать четырьмя видами информационного содержания: «вверх», «вниз», «налево» и «направо», причем каждый сигнал должен изменяться от нуля до единицы. Для решения этой задачи можно использовать электрические импульсы четырех номиналов, например, ± 50 В и ± 12 В, определяющие направления управляющих сигналов, и подаваемые с фиксированной частотой (примерно 10 Гц). Соотношение длительности импульса τ и периода его повторения позволяет передавать информацию о величине управляющего сигнала.

Величина команды управления определяется по формуле

$$K = \frac{2\tau_и}{T} - 1,$$

где К – величина команды; $\tau_и$ – длительность импульса управления; Т – период повторения импульса.

При всех возможных изменениях длительности импульса за период повторения величина команды меняется в пределах ±1.

Сигналы управления, поступающие с наземной аппаратуры, представляют собой импульсы напряжений прямоугольной формы амплитудой ±50В и ±12В. Разделение сигналов по каналам курса и тангажа осуществляется дешифратором приемника.

3.4.2. Радиокомандные системы теленаведения

Отличие рассматриваемой системы наведения от предыдущей состоит в том, что команды управления передаются по радиолинии в мм-диапазоне передатчиком с узко направленной диаграммой.

Аппаратура радиокомандной системы наведения располагается частично на командном пункте, частично на борту ракеты (рис.3.15).

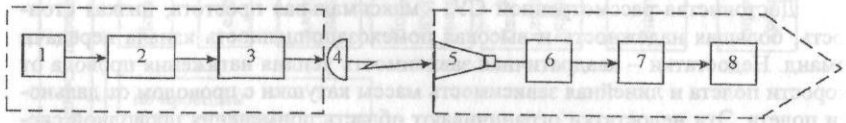


Рис.3.15. Блок-схема радиокомандной системы телеуправления: 1 – блок выработки команд; 2 – шифратор; 3 – радиопередатчик; 4 – передающая антенна; 5 – приемная антенна; 6 – радиоприемник; 7 – дешифратор; 8 – усилитель

Радиосигнал, посылаемый передатчиком, должен нести информацию о командах по тангажу и курсу и должен быть принят конкретной ракетой. Для этого передатчик должен иметь возможность работать на разных фиксированных частотах, а шифратор иметь набор вариантов кодирования управляющих сигналов.

Рассмотрим один из возможных принципов формирования команд при их передаче на борт ракеты по линии радиосвязи. Передатчик излучает порции импульсов, которые отделяются друг от друга импульсами, образующими код такта (рис.3.16).

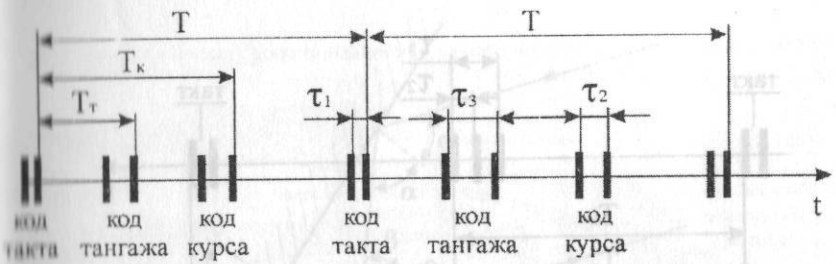


Рис.3.16. Принцип построения команд радиоуправления: Т – период такта; $T_к$ – временное положение кода курса; $T_т$ – временное положение кода тангажа; τ_1, τ_2, τ_3 – временные интервалы кодов такта, курса и тангажа ($\tau_1<\tau_2<\tau_3$)

Величины и знаки команд управления по курсу $К_к$ и тангажу $К_т$ определяются временной задержкой второго импульса соответствующей кодовой группы относительно второго импульса тактовой группы, т.е. продолжительностью времен $Т_к$ и $Т_т$ по сравнению с периодом такта Т.

Величины команд по курсу и тангажу определяются выражениями

$$K_к = \frac{2T_к}{T} - 1$$

$$K_т = \frac{2T_т}{T} - 1$$

При $T_к = \frac{1}{20}T$ и $T_т = \frac{19}{20}T$ получаем $K_к = -0{,}9$ и $K_т = 0{,}9$, т.к. на ракету поступает максимальная команда «налево» и максимальная команда «вверх». Этот случай изображен на рис.3.17.

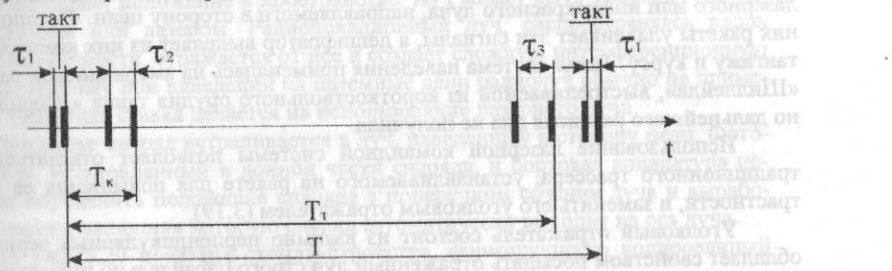


Рис.3.17. Размещение командных посылок при $K_к = -0{,}9$ и $K_т = 0{,}9$

При $Т_к = Т_т = 0{,}5Т$ имеем $К_к = К_т = 0$, т.е. на ракету поступает нулевая команда и при автоматической выработке на ее борту команды компенсации веса траектория ракеты остается прямолинейной.

При нулевых командах по курсу и тангажу их кодовые импульсные посылки совмещаются в одну, составленную из трех импульсов (рис.3.18).

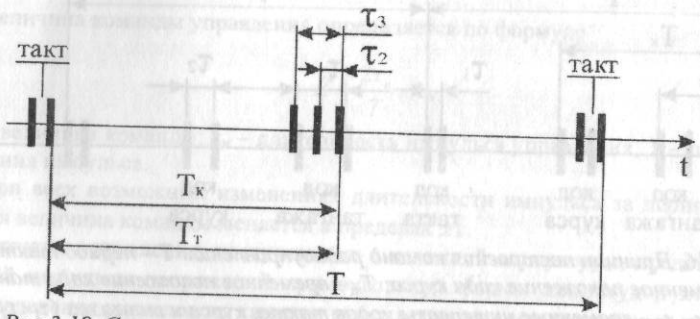


Рис.3.18. Схема размещения командных посылок при $K_к = K_т = 0$

При радиокомандной системе наведения масса бортовой аппаратуры не зависит от скорости ракеты и существенно в меньшей степени, чем при использовании ПЛС, зависит от дальности полета. Радиокомандная система, в отличие от проводной, не имеет ограничений по скорости полета.

Недостатком радиокомандной системы является более низкая помехозащищенность, чем у проводной. Для повышения помехозащищенности применяют узконаправленные антенны и более сложные системы кодирования.

3.4.3. Командные системы с передачей команд по лучу лазера

Передача команд на борт ракеты может быть осуществлена не только по радио, т.е. с использованием электромагнитных волн сантиметрового или миллиметрового диапазона, но и посредством использования передатчиков, работающих в микронном диапазоне, т.е. лазеров.

Информация о передаваемых командах используется при модулировании лазерного или инфракрасного луча, направляемого в сторону цели. Фотоприемник ракеты улавливает эти сигналы, а дешифратор выделяет из них команды по тангажу и курсу. Такая система наведения применялась на американской ракете «Шиллейла», выстреливаемой из короткоствольного орудия танка «Шеридан», но дальнейшего развития она не получила.

Использование лазерной командной системы позволяет отказаться от традиционного трассера, устанавливаемого на ракете для повышения ее контрастности, и заменить его уголковым отражателем (3.19).

Уголковый отражатель состоит из взаимно перпендикулярных зеркал и обладает свойством посылать отраженный луч строго параллельно принятому.

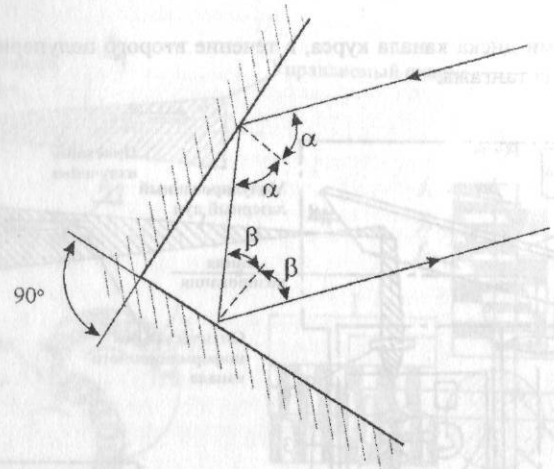


Рис.3.19. Схема работы уголкового отражателя

3.4.4. Теленаведение по лучу лазера

Системы с наведением ракеты в информационном луче, или иначе системы с телеориентированием ракеты в луче, нашли применение в управляемых противотанковых ракетах, используемых при стрельбе прямой наводкой и наводимых на цель по методу совмещения.

Сущность рассматриваемого способа наведения базируется на пространственном кодировании поперечного сечения луча. Кодирование позволяет бортовой аппаратуре ракеты определить положение ракеты относительно оси луча и, следовательно, положение в пространстве. Луч может быть сформирован радиолокатором или лазером. Радиолокационный луч, распространяясь вдоль земной поверхности, отражается от нее и создает сложную интерференционную картину, поэтому при наведении на наземные цели радиолуч обычно не применяется. Основная ставка делается на использование лазерного луча.

При пуске снаряд встреливается в луч, наведенный в сторону цели. Фотоприемник, установленный в донной части снаряда, и бортовая аппаратура позволяют определить положение снаряда в поперечном сечении луча и выработать команду, выполняя которую снаряд автоматически выходит на ось луча.

На рис. 3.20 показана схема устройства, формирующего кодированный лазерный луч.

На рис. 3.21 показана логика кодирования поперечного сечения луча.

Растры нанесены на половинах модулирующих дисков. Эти диски синхронно вращаются. Ось лазерного луча (рис. 3.20) проходит через точку пересечения вертикальной оси диска канала тангажа и горизонтальной оси диска канала курса. В течение первой половины периода вращения луч лазера пере-

крывается растрами диска канала курса, в течение второго полупериода – растрами диска канала тангажа.

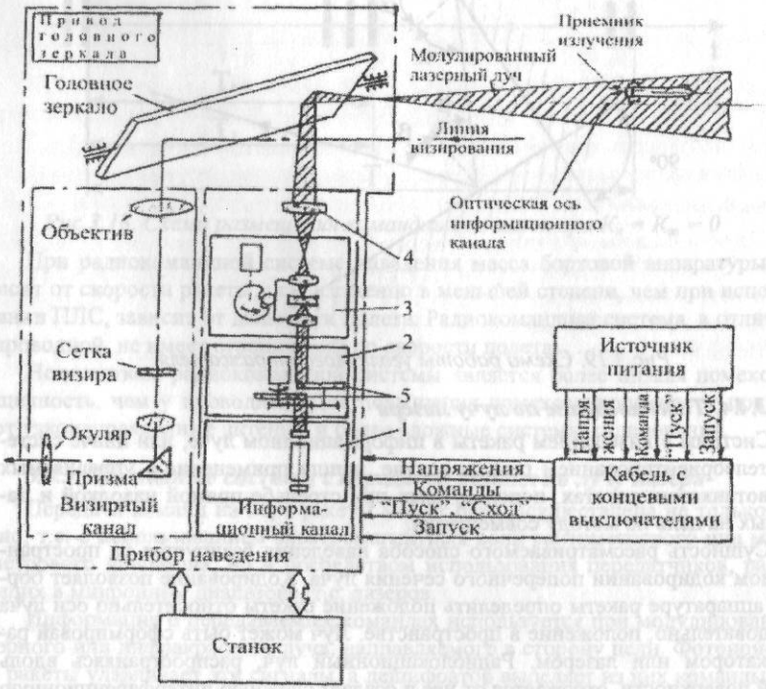


Рис. 3.20. Схема лазерного излучателя с устройством модуляции лазерного луча: 1 – источник лазерного излучения; 2 – модулирующие устройство с дисками 5; 3 – программное устройство изменения угла раствора лазерного луча; 4 – объектив

Для осуществления телеориентирования снаряда в поперечном сечении луча лазерное излучение модулируется специальными дисками с нанесенными на них непрозрачными растрами (метками).

На рис. 3.21 модулирующие диски представлены в положении, когда тангажный диск закончил свою работу, а диск канала курса только начинает модуляцию луча. Развертка модулирующей дорожки канала курса показана над сечением луча. Если снаряд движется в вертикальной плоскости, проходящей через ось луча, т.е. не имеет отклонений по курсу, то фотоприемник в течение первого полупериода будет принимать только опорную частоту f_5, и команда по каналу курса вырабатываться не будет.

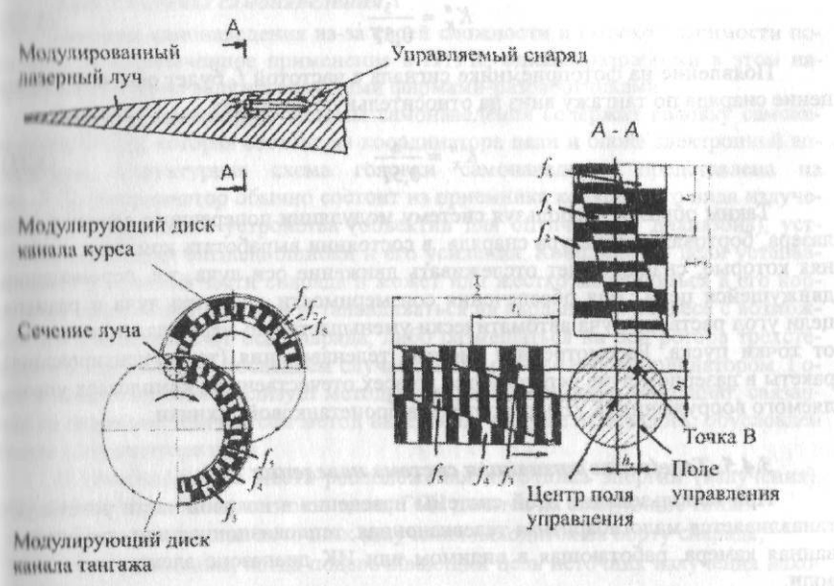


Рис. 3.21. Логика формирования управляющего сигнала в зависимости от отклонения снаряда от оси луча

Если снаряд сместился вправо на величину h_z, то фотоприемник в течение промежутка времени $0,5T- t_1$ будет принимать опорную частоту f_5, а за время t_1 – частоту f_1 . Факт приема частоты f_1 указывает на то, что снаряд отклонился вправо, а величина этого отклонения может характеризоваться величиной

$$K_к^{пр} = \frac{t_1}{0,5T}, \qquad (3.20)$$

которая по своей сути является коэффициентом команды по каналу курса. Появление на фотоприемнике сигнала с частотой f_2 будет характеризовать смещение снаряда по курсу влево на относительную величину

$$K_к^{л} = \frac{t_2}{0,5T}. \qquad (3.21)$$

Через полпериода (0,5T) модуляция луча лазера будет осуществляться диском канала тангажа. При нулевом смещении снаряда ($h_y=0$) фотоприемник будет воспринимать только опорную частоту f_5, если же снаряд ушел вверх ($h_y>0$), то фотоприемник после регистрации в течение времени ($0,5T- t_3$) частоты f_5 в течение времени t_3 будет воспринимать частоту f_3. Частота f_3 указывает на направление смещения, а амплитуда смещения будет характеризоваться величиной

$$K_к^в = \frac{t_3}{0{,}5T}. \quad (3.22)$$

Появление на фотоприемнике сигнала с частотой f_4 будет означать отклонение снаряда по тангажу вниз на относительную величину

$$K_к^н = \frac{t_4}{0{,}5T}. \quad (3.23)$$

Таким образом, используя систему модуляции поперечного сечения луча лазера, бортовая аппаратура снаряда в состоянии выработать команды, выполняя которые, снаряд будет отслеживать движение оси луча, т.е. перемещение движущейся цели. Для обеспечения соизмеримости диаметра луча и размера цели угол раствора луча автоматически уменьшается по мере удаления снаряда от точки пуска. Рассмотренная система теленаведения (телеориентирования) ракеты в лазерном луче используется во всех отечественных комплексах управляемого вооружения (КУВ) для объектов бронетанковой техники.

3.4.5. Теле(тепло)визионная система наведения

При использовании этой системы наведения в носовой части ракеты устанавливается малогабаритная телевизионная, тепловизионная или комбинированная камера, работающая в видимом или ИК диапазоне электромагнитных волн.

Изображение территории, над которой пролетает ракета, передается на монитор оператора по волоконно-оптическому кабелю, катушка которого располагается в кормовой части ракеты (Spike-LR/ER, Poliphem), либо по радио (УР Maverick, перспективная система PAM/LAM).

Оператор, обнаружив цель, включает ручной или автоматический режим наведения. Команда на борт ракеты подается по той же линии связи.

Первые успешные пуски ракеты с телевизионной системой наведения были проведены французской фирмой «Aerospatiale» в декабре 1987 г. на французском полигоне CEL в Капсье. Ракета SS-12 была оснащена вместо БЧ небольшой телевизионной камерой, установленной на трехосной гиростабилизированной платформе.

Целью пусков являлась проверка получения четкого изображения при отработке ракетой углов тангажа, рыскания и крена.

Полученные результаты легли в основу разработки ракеты «Полифем» (Polypheme), проводимой фирмами MBB (ФРГ) и Aerospatiale (Франция) с 1982 г. Ракета имела дальность полета 10 км и скорость 150…200 м/с при стартовой массе 53 кг.

По мнению зарубежных специалистов, ракеты с телевизионной системой наведения имеют большие перспективы развития как боевые и как разведывательные средства.

3.4.6. Системы самонаведения

Системы самонаведения из-за своей сложности и высокой стоимости пока находят ограниченное применение в ПТРК, однако разработки в этом направлении активно ведутся ведущими фирмами-разработчиками.

Бортовая аппаратура системы самонаведения содержит головку самонаведения (ГСН), которая состоит из координатора цели и блока электронной аппаратуры. Структурная схема головки самонаведения представлена на рис. 3.22. Координатор обычно состоит из приемника конкретного вида излучения, фокусирующего устройства (объектив для оптического диапазона), устройств выделения сигнала ошибки и его усиления. Координатор цели устанавливается в носовой части снаряда и может или жестко закрепляться в его корпусе по продольной оси, или устанавливаться на карданном подвесе с возможностью отклоняться от оси снаряда, либо размещаться на оси ротора трехстепенного гироскопа. В последнем случае он называется гирокоординатором. Головка самонаведения реализует методы наведения в системе координат, связанной со снарядом, причем сам метод наведения, как уже отмечалось, обусловлен типом координатора цели.

В зависимости от места расположения источника энергии (излучения), обеспечивающего контрастность цели, ГСН делятся на следующие типы:

- активные, когда источник излучения находится на борту снаряда;
- полуактивные, когда подсвечивающий цель источник излучения находится вне снаряда;
- пассивные (или автономные), когда используется энергия, излучаемая самой целью.

В зависимости от вида используемой энергии ГСН делятся на:

- лазерные полуактивные (ЛПГСН);
- тепловые (ТГСН), или инфракрасные (ИК-ГСН);
- акустические (АГСН);
- радиолокационные (РЛГСН);
- радиометрические (РМГСН);
- комбинированные (комплексированные).

Наибольшее применение в ПТРК нашли ИК головки самонаведения. На некоторых управляемых минах (Merlin, Великобритания) внедрены активные РЛГСН миллиметрового диапазона. В настоящее время ведутся разработки комбинированных ГСН (РГС + ТГС). Головки самонаведения в зависимости от вида имеют разные конструктивные показатели и возможности. В качестве примера на рис. 3.22 приведена схема пассивной ТГСН.

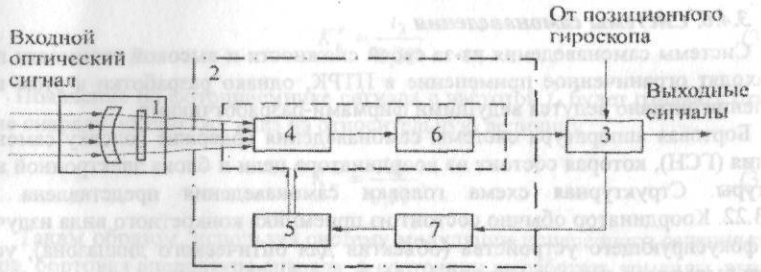


Рис. 3.22. Структурная схема головки самонаведения: 1 – обтекатель с фильтром; 2 – гирокоординатор; 3 – блок электронный; 4 – объектив; 5 – гироскоп; 6 – устройство фотоприемное; 7 – система коррекции

Проведем сравнение ГСН по некоторым признакам.

Разрешающая способность ГСН

Под разрешающей способностью понимают способность различать две близко расположенные цели как отдельные. Разрешающая способность определяется отношением диаметра приемного устройства (объектива ТГСН) к длине волны излучения. По этому показателю ЛГСН и ТГСН превосходят РГСН, так как длины волн лазерного и теплового излучений измеряются микронами, а длины радиоволн – миллиметрами.

ЛГСН и ТГСН позволяют различать отдельные фрагменты цели и даже получать ее изображение, если в фокальной плоскости расположить матрицу из фотоэлементов. Сравнивая полученное изображение с имеющимся в памяти либо выделяя характерные пространственные или энергетические признаки, головки могут идентифицировать цель, в том числе при наличии помех.

Возможности селекции целей по дальности

Если ГСН может определять дальность до цели, то это позволяет ей настроиться на цель, расположенную на определенной дальности и не реагировать на другие цели, оказавшиеся в поле ее зрения. Такой способностью обладают активные радиолокационные и лазерные ГСН.

Чувствительность ГСН к погодным условиям

Чувствительность к внешним погодным условиям зависит от спектрального диапазона, в котором работает ГСН. Следует указать, что как чистая атмосфера, так и воздух с аэрозолями и частицами естественного и искусственного происхождения по-разному пропускает излучение различных длин волн. Ослабление излучения состоит из двух компонентов – поглощения и рассеивания. Уровень поглощения определяется в основном количеством углекислого газа и паров воды, а рассеивание – количеством и размерами частиц аэрозоля. В целом менее чувствительными к состоянию атмосферы является РГСН, хотя для них с уменьшением длины волны резко возрастает ослабление в парах воды. Более чувствительны к атмосферным параметрам ТГСН. Но для них, как известно, существуют диапазоны частот, в которых поглощение энергии атмосферой проявляется минимально - это 3…5 и 8…12 мкм. В этих диапазонах работают все известные инфракрасные ГСН.

3.5. Число каналов управления

В общем случае различают три канала управления ЛА: по углу тангажа – маневрирование в вертикальной плоскости, по углу курса (или рыскания) – маневрирование в горизонтальной плоскости и по углу крена – вращение относительно продольной оси.

По каналам тангажа и курса ракета наводится на цель, т.е. минимальное число каналов управления в управляемой ракете - два. Наведение, как уже отмечалось, есть управление движением центра масс, а стабилизация – контроль угловой ориентации ракеты.

Назначение системы стабилизации – улучшение качества переходных процессов, уменьшение динамической ошибки наведения путем уменьшения заброса по перегрузке. Автоматическая система стабилизации, устанавливаемая на борту ЛА, включает в себя датчики угловых скоростей и перегрузок, показания которых позволяют выработать команды, выполнение которых приводит к улучшению качества переходных процессов. Команды системы стабилизации суммируются с командами системы наведения и поступают на органы управления.

На ПТУР системы автоматической стабилизации в каналах тангажа и курса, как правило, отсутствуют. Некоторые ПТУР имеют систему автоматической стабилизации по каналу крена, включающую датчик угла крена и дифференциально (в разные стороны) отклоняющиеся рули.

Если ПТУР застабилизирована по крену, а ее рули имеют поперечную ориентацию по схеме «+», то каждая пара рулей закрепляется за соответствующим каналом, и система управления получает наилучшие условия для выполнения ее команд. Причем, одна пара рулей может одновременно выполнять и команды системы стабилизации по каналу крена, отклоняясь в разные стороны от положения, заданного системой наведения по соответствующему каналу.

Система автоматической стабилизации по крену были установлены на отечественных ПТУР «Шмель» и «Фаланга».

К недостаткам застабилизированных по крену ракет относится большое рассеивание на неуправляемом стартовом участке, вызванное погрешностями их изготовления. Если просуммировать действие всех погрешностей и свести их к некоторому вектору, то станет ясным, что увод ракеты с расчетной траектории будет происходить в направлении этого вектора. Если ракета будет вращаться относительно продольной оси, то вместе с ней будет вращаться вектор возмущений, и его действие за один оборот будет практически обнуляться. Кроме того, создание момента крена в схеме "утка" можно осуществить только использованием элеронов (дифференциально отклоняющихся рулей на задней кромке крыла), а такое решение весьма осложняло задачу складывания крыльев.

Это обстоятельство позволило отказаться от стабилизации ПТУР по кре-

ну и ввести их в принудительное вращение относительно продольной оси.

Вращение ракеты относительно продольной оси выдвинуло необходимость иметь на борту устройство, которое распределяло бы команды между рулями в зависимости от их угловой ориентации. В качестве такого устройства используют гироскопический координатор (см. разд. 7).

Во избежание появления резонансных явлений частота вращения ракеты f_x не должна быть произвольной. Она должна подчиняться условию

$$(3...4) f_0 < f_x < (3...4) f_{пр}$$

где f_0 – частота собственных колебаний ракеты относительно поперечной центральной оси; $f_{пр}$ – частота собственных колебаний привода органов управления.

У дозвуковых ПТУР $f_0 = 1{,}5...2{,}0$ Гц, поэтому обычно $f_x = 6...8$ Гц (об/с).

Максимальная частота работы привода зависит от его конструкции, размеров и обычно не превышает 30…40 Гц.

Вращение ПТУР дает возможность использования одноканального привода. В этом случае на ракете устанавливают органы управления, создающие управляющий момент, регулирующий величину управляющей силы только в одной плоскости.

Если при двухканальном приводе ракеты органы управления практически непрерывно отрабатывают команды наведения, то при одноканальной этот процесс реализуется только за время, равное примерно половине периода вращения ракеты относительно продольной оси. Точность наведения при этом несколько уменьшается, но если максимальный промах не превосходит половины минимального габаритного размера цели, точнее говоря, если вероятность попадания в цель соответствует предъявляемым требованиям, то одноканальная схема управления может оказаться предпочтительней, так как она обладает меньшей массой и стоимостью, что существенно влияет на показатели всей ракеты. Более подробно работа одноканальной системы управления рассмотрена в разделе «Приводы органов управления».

4. Компоновочные схемы ПТУР

Под компоновкой летательного аппарата понимают выбор его внешних форм и взаимного расположения узлов и агрегатов, размещаемых на его борту. Различают аэродинамическую, объемную и конструктивную компоновки.

Аэродинамическая (внешняя) компоновка имеет своей задачей выбор аэродинамической схемы, внешних форм корпуса и аэродинамических поверхностей.

Объемная (внутренняя) внутренняя компоновка решает задачу рационального размещения целевого груза и агрегатов ЛА (двигательной установки, бортовых источников энергии, аппаратуры системы управления и т.п.).

Конструктивная компоновка характеризуется конструктивно-силовой схемой, схемой членения ЛА на отсеки и агрегаты, а также технологическими решениями, определяющими изготовление, сборку и эксплуатацию ЛА. Под конструктивно-силовой схемой (КСС) понимают выбор и расположение силовых элементов, воспринимающих полетные и эксплуатационные нагрузки.

4.1. Внешне компоновочные особенности ПТУР

Анализ **аэродинамической компоновки** показывает, что большинство ПТУР не отвечают строгим канонам аэродинамики. Об этом свидетельствует наличие разнокалиберных отсеков, боковых сопел, узлов крепления крыльев и прочих конструктивных элементов, нарушающих плавность обтекания. Все это приводит к увеличению лобового сопротивления ракеты. Но ситуацию спасает то, что «плата» за игнорирование удобообтекаемости обводов ракеты оказывается весьма небольшой, особенно у дозвуковых ракет - затраты топлива на преодоление лобового сопротивления оказываются небольшими. Для сверхзвуковых ракет обтекаемость ракет в целом обеспечивается.

ПТУР – это, как правило, крылатая ракета, то есть основную часть управляющей силы составляет подъемная сила крыла. Крылья имеют крестокрылую схему. Если поперечная ориентация крыльев соответствует схеме «+», то горизонтальные консоли создают нормальную управляющую силу, а вертикальные – боковую. Это обеспечивает высокое быстродействие схемы по сравнению с плоской (самолетной) схемой. Быстродействие характеризуют временем между моментом получения команды и началом ее выполнения. Не нужно путать быстродействие с маневренностью. Маневренность – это степень интенсивности выполнения команды. Она характеризуется располагаемой перегрузкой. ЛА плоской схемы имеют низкое быстродействие, т.к. для изменения направления подъемной силы сам аппарат приходится поворачивать относительно продольной оси, то есть придавать ему угол крена, что требует большего времени. При этом аппарат может обладать большой располагаемой перегрузкой, то есть иметь высокую маневренность.

Из курса аэродинамики известно, что подъемная сила крестокрылых крыльев в варианте «+» равна подъемной силе в варианте «×» и не изменяется при появлении угла крена. Таким образом, вращение крестокрылой ПТУР относительно продольной оси не влияет на подъемную силу крыльев и корпуса.

Аналогичным свойством обладает и трехконсольная схема крыльев и стабилизаторов, расположенных под углом 120^0 друг к другу. Эта схема нашла применение на ракетах «Метис» (Россия), «Дракон» (США) и их модификациях.

В некоторых технических описаниях ракет крылья ошибочно называют стабилизаторами. Стабилизатор – это аэродинамическая поверхность обеспечивающая статическую устойчивость ракеты, то есть смещающая фокус ракеты по углу атаки за ее центр масс. (Под фокусом по углу атаки понимают точку приложения равнодействующей всех аэродинамических сил, вызванных наличием угла атаки.) Стабилизаторы устанавливаются на неуправляемых ракетах (снаряды РСЗО), на ускорителях управляемых ракет. Их основное назначение – обеспечение устойчивости ЛА. Основное назначение крыла – обеспечение маневренности. Площадь крыла определяют из условия создания потребной перегрузки. А вот положение крыла на корпусе определяют из условия необходимой степени статической устойчивости. То есть крыло управляемой ракеты выполняет и функцию стабилизатора, но это его вторичное назначение.

Существует одна ПТУР, аэродинамические поверхности которой с полным правом можно назвать стабилизаторами. Это американская ПТУР «Дракон» («Dragon») (рис. 4.1).

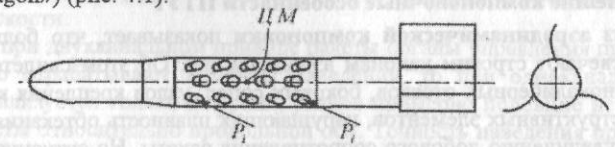


Рис. 4.1. Конструктивно-силовая схема ПТУР «Дракон»

Средний отсек ракеты содержит 60 микродвигателей. Ось каждого микродвигателя наклонена к оси ракеты, поэтому его тяга работает и на создание управляющей силы, и на преодоление лобового сопротивления. Центр масс блока двигателей совпадает с центром масс ракеты. Двигатели включаются попарно так, чтобы при сгорании топлива центр масс не перемещался. Ракета вращается относительно продольной оси, поэтому время работы импульсного двигателя не превышает половины периода вращения.

Ракета движется с углом атаки, близким к нулю. Трехконсольный стабилизатор не участвует в создании подъемной силы. Его основное назначение – обеспечение устойчивого полета с углом атаки, близким к нулю, и вращения ракеты относительно продольной оси с заданной скоростью. Небольшие углы атаки возникают из-за колебаний ракеты относительно поперечной оси Oz.

4.2. Аэродинамические схемы и динамические свойства ПТУР

В зависимости от взаимного продольного расположения крыльев и рулей различают следующие аэродинамические схемы ЛА (рис. 4.2):

- обычная (или нормальная),
- «утка»,
- «бесхвостка»,
- «поворотное крыло» (или с поворотным крылом).

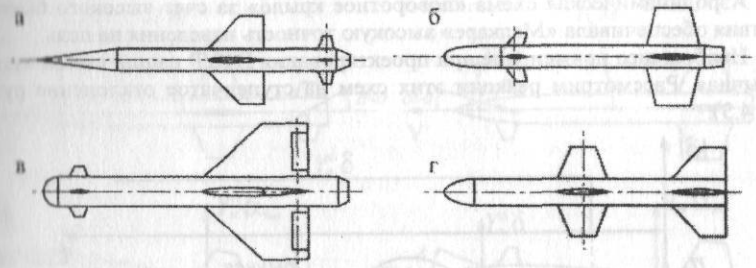


Рис. 4.2. Аэродинамические схемы ЛА:
а – обычная; б – «утка»; в – «бесхвостка»; г– «поворотное крыло»

Первые ПТУР обычно выполнялись по схеме «бесхвостка». Малая скорость полета (80…90 м/с) требовала большой площади крыла, при этом возрастала средняя аэродинамическая хорда крыла, что позволяло получить приемлемое значение плеча силы на органах управления. В качестве органов управления использовались интерцепторы или рули на задней кромке крыла. Плечо силы на органах управления можно увеличить без изменения степени статической устойчивости ракеты, если крыло сместить назад, а на носу установить дополнительные аэродинамические поверхности – дестабилизаторы. Перемещение крыла к корме увеличивает стабилизирующий момент, а дестабилизаторы создают опрокидывающий момент, компенсирующий это увеличение.

С увеличением скорости полета и появлением необходимости складывания крыла интерес разработчиков ПТУР к схеме «бесхвостка» практически пропал.

Еще раньше конструкторы разочаровались в схеме «поворотное крыло». Эта схема имеет близкий к нулю угол атаки, то есть корпус и стабилизаторы практически не участвуют в создании подъемной силы и вызывают только лобовое сопротивление. Большая часть управляющей силы создается крылом, отклоненным относительно корпуса на угол δ. При этом потребная площадь крыла оказывается достаточно большой, момент, необходимый для отклонения крыла (он называется шарнирным моментом), также приобретает высокое значение. Растут массы устройств (рулевых машин), отклоняющих крылья, и источников их питания. Все это приводит к увеличению массы привода и лавинообразному нарастанию стартовой массы ракеты.

Известна только одна ПТУР, выполненная по схеме «поворотное крыло». Это ракета «Малкара» (Malkara), разработанная в Англии с участием Австралии. Комплекс этой ракеты производился серийно и стоял на вооружении английской армии с 1959 года. Ракета при величине бронепробития 500 мм, дальности полета 4000 м и скорости 180 м/с имела стартовую массу 99 кг.

Такая запредельная масса отчасти объясняется еще и тем, что боевая часть ракеты снаряжалась 15 кг ВВ, что позволяло поражать ей не только танки, но и мосты, ДОТы, десантные суда.

Аэродинамическая схема «поворотное крыло» за счет высокого быстродействия обеспечивала «Малкаре» высокую точность наведения на цель.

Наибольшее применение при проектировании ПТУР нашли схемы «утка» и обычная. Рассмотрим реакции этих схем на ступенчатое отклонение рулей (рис. 4.3).

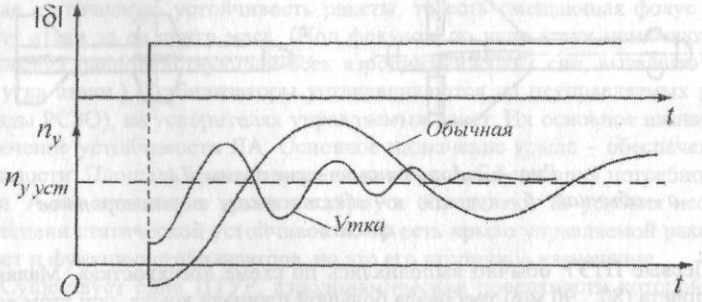


Рис. 4.3. Реакция аэродинамических схем «обычной» и «утка» на ступенчатое отклонение рулей

Исследуем движение ЛА в вертикальной плоскости. Пусть в исходном состоянии ракета имеет нулевые значения угла отклонения рулей канала тангажа и угла атаки $(\delta = \alpha = 0)$. Для создания положительной нормальной перегрузки проведем ступенчатое отклонение рулей: на $-\delta$ в обычной схеме и на $+\delta$ в схеме утка (рис. 4.4). Появится аэродинамическая подъемная сила на рулях, обусловленная этим углом и практически ему пропорциональная. Эту силу можно представить как частную производную подъемной силы по углу отклонения рулей, умноженную на этот угол.

В аэродинамике производная обозначается верхним индексом, то есть

$$Y_a^{\delta} = \frac{\partial Y_a}{\partial \delta}.$$

В обычной схеме сила $Y_a^{\delta}\delta$ направляется вниз, поэтому появившаяся перегрузка n_y будет отрицательной. В схеме «утка» $Y_a^{\delta}\delta > 0$, поэтому при отклонении рулей возникает скачок перегрузки в положительном направлении.

Точка приложения силы $Y_a^{\delta}\delta$ называется фокусом ЛА по углу отклонения рулей и обозначается F_{δ}. По своей сути эта сила является равнодействующей распределенной аэродинамической нагрузки, возникшей при отклонении рулей. В обычной схеме F_{δ} совпадает с центром давления рулей. В схеме «утка» отклоненные рули индуцируют на крыльях отрицательную подъемную силу. Поэтому $\left|Y_a^{\delta}\delta\right|_y < \left|Y_a^{\delta}\delta\right|_{об}$, а F_{δ} располагается перед центром давления рулей.

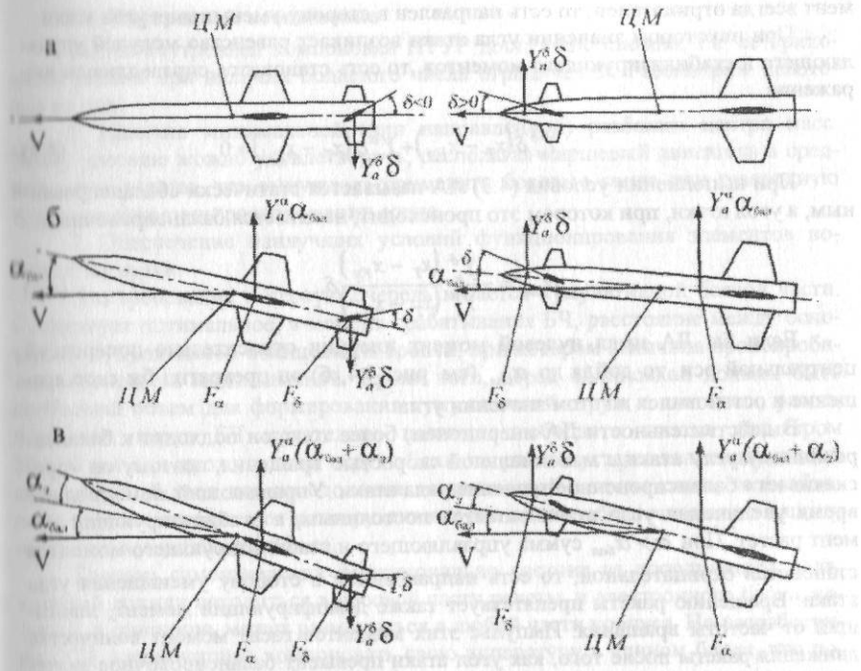


Рис. 4.4. Аэродинамические схемы «обычная» и «утка» в характерные моменты функционирования: а – вход в разворот; б – выход на балансировочный угол атаки; в – заброс по углу атаки

Сила $Y_a^{\delta}\delta$ создает управляющий момент:

$$M_{упр} = Y_a^{\delta}\delta\left(x_T - x_{F_{\delta}}\right), \qquad (4.1)$$

где x_T, $x_{F_{\delta}}$ - координаты центра масс и фокуса по углу отклонения рулей, отсчитанные от носка ракеты.

В обеих схемах этот момент положителен, то есть направлен в сторону увеличения угла атаки.

Одновременно с углом атаки возникает подъемная сила $Y_a^{\alpha}\alpha$, не зависящая от угла δ и приложенная в точке F_{α}, называемой фокусом ЛА по углу атаки. Эта сила создает стабилизирующий момент:

$$M_{ст} = Y_a^{\alpha}\alpha\left(x_T - x_{F_{\alpha}}\right), \qquad (4.2)$$

где $x_{F_{\alpha}}$ – координата фокуса по углу атаки, отсчитанная от носа ЛА.

Так как у статически устойчивых ЛА $x_T < x_{F_{\alpha}}$, то стабилизирующий мо-

мент всегда отрицателен, то есть направлен в сторону уменьшения угла атаки.

При некотором значении угла атаки возникает равенство модулей управляющего и стабилизирующего моментов, то есть становится справедливым выражение

$$Y_a^{\delta}\delta\left(x_T - x_{F_\delta}\right) + Y_a^{\alpha}\alpha\left(x_T - x_{F_\alpha}\right) = 0. \qquad (4.3)$$

При выполнении условия (4.3) ЛА называется статически сбалансированным, а угол атаки, при котором это происходит, называется балансировочным:

$$\alpha_{бал} = -\frac{Y_a^{\delta}}{Y_a^{\alpha}}\frac{\left(x_T - x_{F_\delta}\right)}{\left(x_T - x_{F_\alpha}\right)}\delta. \qquad (4.4)$$

Если бы ЛА имел нулевой момент инерции относительно поперечной центральной оси, то дойдя до $\alpha_{бал}$ (см. рис. 4.4, б) он прекратил бы свое вращение и остановился на этом значении угла.

В действительности ЛА инерционен, более того, он подходит к балансировочному углу атаки с максимальной скоростью вращения, поэтому он «проскакивает» балансировочное значение угла атаки. Управляющий момент за все время увеличения угла атаки остается постоянным, а стабилизирующий момент растет. При $\alpha > \alpha_{бал}$ сумма управляющего и стабилизирующего моментов становится отрицательной, то есть направленной в сторону уменьшения угла атаки. Вращению ракеты препятствует также демпфирующий момент, зависящий от частоты вращения. Импульс этих моментов гасит момент количества движения ракеты после того, как угол атаки превысит балансировочное значение на величину угла заброса $\alpha_з$ (рис. 4.4в). Дойдя до максимального угла атаки $\alpha_{max} = \alpha_{бал} + \alpha_з$, ракета продолжит колебательный процесс, постепенно переходя на установившийся полет с балансировочным углом атаки (рис. 4.4, б). При этом располагаемая перегрузка приобретает установившееся значение $n_{y.уст}$ (см. рис. 4.3).

Теперь сравним обычную схему и схему «утка» по качеству переходного процесса. Из рис. 4.3 видно, что схема «утка» имеет меньший заброс по перегрузке и быстрее выходит на ее установившееся значение, чем обычная схема. Это объясняется тем, что «утка» допускает большее расстояние между центром масс и фокусом по углу атаки, то есть большую степень статической устойчивости. Если аналогичную устойчивость придать обычной схеме, то это привело бы к ощутимой потере подъемной силы всей ракеты, так как у этой схемы $Y_a^{\delta}\delta < 0$.

Если рассматривать аэродинамические схемы отечественных ПТУР, то можно обнаружить эффект фирменных предпочтений: ракеты Тульского КБП выполнены по схеме «утка», а ракеты коломенского КБМ – по обычной аэродинамической схеме.

4.3. Внутренняя компоновка

Задача внутренней компоновки ПТУР достаточно сложна, т.к. ее приходится решать при наличии большого числа ограничений. Рассмотрим некоторые из них.

1. Наличие минимальной (или направленной) разбежки центра масс. Этому условию можно удовлетворить, располагая маршевый двигатель в средней части ракеты, что вынуждает применять боковые сопла или газоводную трубу при кормовом расположении сопла.

2. Обеспечение наилучших условий функционирования элементов полезной нагрузки.

Это требование в первую очередь касается кумулятивной боевой части. Существует оптимальное, в момент срабатывания БЧ, расстояние между основанием кумулятивной облицовки и броней, при котором величина бронепробития оказывается максимальной. Кроме того, перед облицовкой должен быть свободный объем для формирования кумулятивной струи, а в отсеках, расположенных перед БЧ желательно наличие свободного канала диаметром 20…30 мм для прохода этой струи. Если на ракете установлен лидирующий кумулятивный узел для преодоления динамической защиты танка, то необходимо расположить за ним конструктивные элементы, обеспечивающие защиту основного кумулятивного узла.

Головка самонаведения функционально состоит из координатора цели, который должен находиться в носовой части ракеты, и электронного блока, который, в принципе, может размещаться в любой части корпуса. Но разработчики ГСН предпочитают компоновать свою аппаратуру в едином блоке, что позволяет реализовать принцип унификации, т.е. возможность использования ГСН на других ракетах без каких-либо доработок.

Вполне очевидно, что устройства, обеспечивающие информационную связь ракеты с наземной аппаратурой системы управления (приемник лазерного излучения, радиоантенна, уголковый отражатель, трассер и т.п.), целесообразно располагать на донном срезе, а катушка ПЛС – в кормовом отсеке.

3. Минимальная длина магистралей (кабелей, волноводов, трубопроводов).

Это условие выполняется расположением источников энергии в непосредственной близости от потребителей.

4.4. Конструктивная компоновка

Рассматривая конструктивную компоновку ПТУР, следует в первую очередь выделить влияние на нее условий пуска. Ракеты первого поколения обычно запускались с направляющих, и их планер вступал в непосредственный контакт с окружающей климатической средой, испытывал воздействие климатических факторов и самого непредсказуемого фактора, который сейчас называется человеческим.

Одним из важнейших достижений разработчиков ПТРК второго поколения явилось использование транспортно-пусковых контейнеров (ТПК). Контейнер взял на себя функцию обеспечения герметичности и защиты ракеты от

эксплуатационных и погодных воздействий, упростил задачу переноски ракет и заряжания пусковых установок. В некоторых комплексах («Фагот», «Конкурс», «Milan», «TOW» и др.) на контейнер возложены функции ствола с открытым заснарядным пространством.

Иногда разработчики включают ТПК в состав ракеты, с методической точки зрения такой подход явно несостоятелен. Здесь более уместно заимствовать у артиллеристов термин «выстрел» и называть ракету в контейнере не ракетой, а «ракетным выстрелом».

Использование ТПК накладывает отпечаток на конструкцию ракеты. Приходится применять складывающиеся крылья, рули, воздухозаборники, обеспечивать наличие на ракете центрирующих утолщений, обтюрирующих узлов (предотвращающих прорыв газов) и т.п.

В качестве примера реализации основных принципов компоновки рассмотрим схемы некоторых ПТУР. На рис. 4.5 представлена компоновочная схема первой отечественной ПТУР 3М6 «Шмель».

Ракета, выполненая по аэродинамической крестокрылой схеме «бесхвостка», имеет систему автоматической стабилизации по каналу крена, чувствительным элементом которой является двухстепенной интегрирующий гироскоп, входящий в блок системы управления 6, а исполнительными элементами служат интерцепторы 8, расположенные на вертикальных консолях.

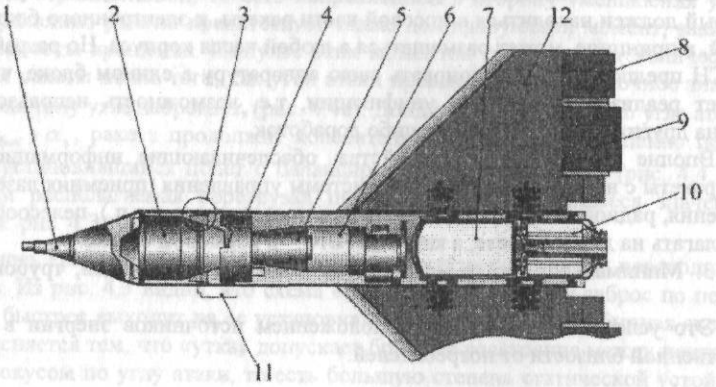


Рис. 4.5. Компоновочная схема ПТУР 3М6 «Шмель»:
1 – контактный взрыватель; 2 – боевая часть; 3 – электроконтакт; 4 – блок электропитания; 5 – катушка с проводом; 6 – блок системы управления; 7 – маршевый двигатель; 8 – интерцептор канала крена; 9 – интерцептор канала курса; 10 – стартовый двигатель; 11 – стяжной замок; 12 – крыло

Органами управления по каналам курса и тангажа также являются интерцепторы с электромагнитным приводом. Ракета стартует и летит с «+»-образной ориентацией крыльев, так что интерцепторы 9 являются органами

управления по курсу. Для увеличения момента крена интерцепторы 8 максимально удалены от оси ракеты. Тангажные и курсовые интерцепторы расположены близко к корпусу. Такое расположение повышает нормальную силу на интерцепторе.

«Шмель» имеет проводной канал связи с ПУ, выполненный по двухкатушечной схеме. Оси катушек лежат в биссекторной плоскости крыльев и имеют наклон к оси корпуса. Двигательная установка двухкамерная двухрежимная. Маршевая камера расположена близко к центру масс ракеты. При расходовании маршевого топлива и сматывании провода с катушек центр масс практически не меняет своего положения. Боевая часть 2 кумулятивная снабжена головным ударным взрывателем 1.

Особенностью конструктивно-компоновочной схемы ПТУР «Шмель» является наличие несущего корпуса, который воспринимает полетные нагрузки и, в частности, сосредоточенные силы от крыльев. Все агрегаты ракеты (БЧ, ДУ и т.д.) имеют свои собственные корпуса и располагаются внутри корпуса ракеты. Такое решение существенно увеличивает стартовую массу ракеты.

На последующих образцах отказались от использования несущего корпуса ракеты. Корпус почти каждого агрегата стал несущим, то есть превратился в часть корпуса ракеты, и только для размещения приборов управления используют отсеки с ненесущим корпусом.

На рис. 4.6 представлена компоновочная схема ракеты 9М17-М «Фаланга-М».

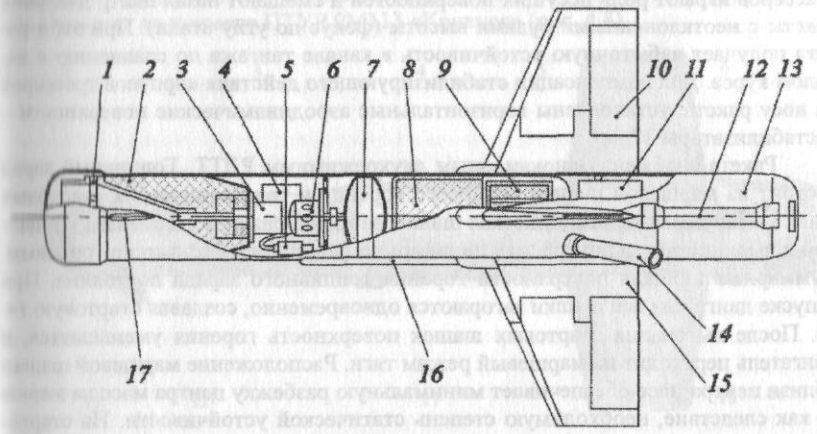


Рис. 4.6. Компоновочная схема ракеты 9М17М «Фаланга-М»:
1 – пьезоэлектрический узел взрывателя; 2 – БЧ; 3 – ПИМ взрывателя 4 – электробатарея; 5 – воздушный редуктор; 6 – гироскопический датчик крена; 7 – баллон со сжатым воздухом; 8 – маршевый заряд; 9 – стартовый зарядРДТТ; 10 – руль; 11 – пневматическая рулевая машинка; 12 – трассер; 13 – радиоблок; 14 – сопло; 15 – крыло; 16 – пневмо- и электромагистраль; 17 – дестабилизатор

Аэродинамическая схема ракеты – «крестокрылая бесхвостка». Она ста
тует в схеме «х», а затем по команде гироскопического датчика крена 6 перех
дит в схему «+». Органы управления – аэродинамические рули 10 на задне
кромке крыла 15. Рули на горизонтальных крыльях установлены на одной оси
отклоняются согласованно, выполняя команды по тангажу. Рули на вертикал
ных крыльях могут отклонятся как согласованно, так и рассогласованно (в ра
ные стороны). В первом случае они выполняют команды по каналу курса, в
втором – по каналу крена. Рули отклоняются пневматическими рулевыми м
шинками 11. Запас сжатого воздуха находится в баллоне 7, иначе называемо
воздушным аккумулятором давления (ВАД).

Особенностью компоновки «Фаланги-М» является то, что задняя стен
воздушного баллона одновременно является передней крышкой камеры сгор
ния РДТТ.

Начальное давление воздуха в ВАДе – около 20 МПа, рулевые машинк
11 работают на давлении 0,5 МПа, поэтому в состав пневмосистемы входит г
зовый редуктор 5. Воздух от редуктора подается к рулевым машинкам (их тр
по трубопроводу, входящему в состав пневмо- и электромагистрали 16.

«Фаланга-М» имеет радиокомандную систему наведения. Приемник ко
манд 13 - с «утопленной» в него рупорной антенной располагается в кормово
части ПТУР.

Контрастность ракеты на поле боя обеспечивается двумя трассерами 1
установленными на задней кромке крыла вблизи фюзеляжа ракеты. Корпус
трассеров играют роль несущих поверхностей и смещают назад центр давлени
ракеты с неотклоненными рулями высоты (фокус по углу атаки). При этом р
кета получает избыточную устойчивость в канале тангажа по сравнению с ка
налом курса. Для компенсации стабилизирующего действия корпусов трассеро
на носу ракеты установлены горизонтальные аэродинамические поверхности
дестабилизаторы 17.

Ракета снабжена однокамерным двухрежимным РДТТ. Топливный заря
состоит из маршевой шашки торцового горения и телескопических стартовы
шашек. Наружная телескопическая шашка забронирована по торцевым и внеш
ней поверхностям, а внутренняя цилиндрическая шашка – только по торцевым
Суммарная площадь поверхности горения топливного заряда постоянна. Пр
запуске двигателя все шашки загораются одновременно, создавая стартовую ты
гу. После выгорания стартовых шашек поверхность горения уменьшается,
двигатель переходит на маршевый режим тяги. Расположение маршевой шашк
вблизи центра масс обеспечивает минимальную разбежку центра масс на марш
и, как следствие, необходимую степень статической устойчивости. На старто
вом режиме степень статической устойчивости ракеты близка к минимальн
допустимой. Это делает еще ненабравшую скорость ракету мало чувствитель
ной к боковому ветру.

«Фаланга-М» имеет кумулятивную БЧ 2, снабженную головодонным пье
зоэлектрическим взрывателем, состоящим из пьезоэлектрического контактног
узла 1, генерирующего электрическое напряжение при ударе о броню, и предо
хранительно-исполнительного механизма 3.

Как известно, существует оптимальное расстояние между основанием кумулятивной облицовки и броней, при котором бронепробитие максимально (b_{max}). Это расстояние называют фокусным x_F. Форма носовой части обеспечивает его при взаимодействии с наклонной лобовой броней, но не обеспечивает при встрече с вертикальной бортовой броней. Ситуацию спасает то, что бортовая броня существенно тоньше и уменьшенной величины бронепробития b оказывается достаточно для ее преодоления (рис. 4.7).

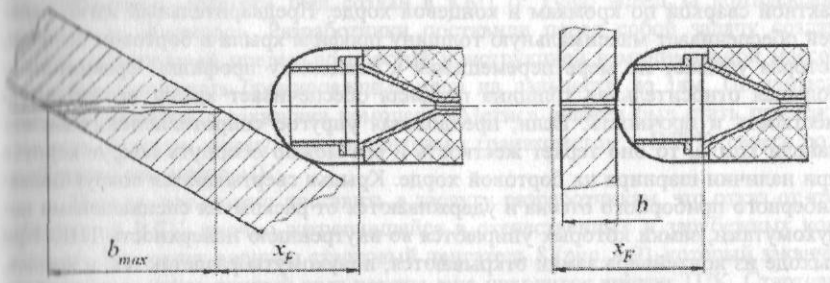


Рис. 4.7. Влияние условий подхода к броне на величину бронепробития

При разработке ПТРК второго поколения была сделана ставка на использование транспортно-пусковых контейнеров.

Однако применение ТПК налагает на конструктивную схему ПТУР определенные ограничения и усложняет задачу компоновки. Рассмотрим эти обстоятельства на примере ПТУР 9М113 «Конкурс» (рис. 4.8).

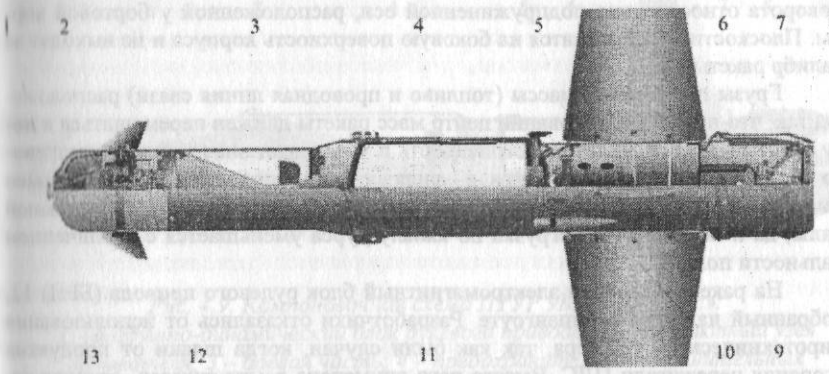


Рис. 4.8. Компоновочная схема ПТУР 9М113 «Конкурс»:
1 – бортовой электроразъем; 2 – электроконтакт взрывателя; 3 – боевая часть; 4 – разгонно-маршевый двигатель; 5 – гирокоординатор; 6 – батарея на твердых солях; 7 – катушка ПЛС; 8 – лампа-трассер; 9 – приемник команд; 10 – крыло; 11 – предохранительно-исполнительный механизм; 12 – электромагнитный блок рулевого привода

Первое, с чем столкнулись конструкторы, это выбор конструктивной схе мы крыльев, обеспечивающей малую массу и простоту складывания. Среди ра нее известных схем таковой не оказалось, поэтому конструкторы Тульского КБП разработали оригинальную схему крыльев 10, названных ими «дутиками». Основным силовым элементом этих крыльев является обшивка, жесткость ко торой повышена за счет внешних нервюр. Панели обшивки вырубаются из предварительно изогнутых тонкостенных стальных листов и свариваются кон тактной сваркой по кромкам и концевой хорде. Предварительный изгиб пане лей обеспечивает максимальную толщину профиля крыла в бортовом сечении, которая убывает по мере перемещения к концевому профилю. Сравнительно большая относительная толщина профиля обеспечивает крылу необходимую жесткость и прочность. Если, преодолевая упругое сопротивление, сблизить панели крыла, то оно теряет жесткость и его можно обернуть вокруг корпуса при наличии шарнира на бортовой хорде. Крылья свертываются вокруг подка либерного приборного отсека и удерживаются от раскрытия специальными по лухомутами, замки которых упираются во внутреннюю поверхность ТПК. При выходе из контейнера замки открываются, полухомуты разлетаются, а крылья, реализуя запасенную в них энергию упругой деформации, раскрываются и фик сируются в шарнирных узлах. Конструкция «дутиков» и их компоновочные возможности оказались настолько эффективными, что они были использованы на целом ряде ПТУР («Фагот», «Конкурс», «Фактория», «Метис», «Корнет» и др.).

Рули 13 расположены также на подкалиберной части корпуса, что позво ляет решить задачу складывания без искривления их плоскости посредством поворота относительно подпружиненной оси, расположенной у бортовой хор ды. Плоскости рулей ложатся на боковую поверхность корпуса и не выходят за калибр ракеты.

Грузы переменной массы (топливо и проводная линия связи) расположе ны так, что при их расходовании центр масс ракеты должен перемещаться к но су ракеты. Это повышает ее устойчивость и уменьшает значение максимально го балансировочного угла атаки и, следовательно, подъемной силы. Однако уменьшение массы ракеты несколько компенсирует уменьшение подъемной силы, да и потребная перегрузка по каналу курса уменьшается с увеличением дальности полета.

На ракете применен электромагнитный блок рулевого привода (БРП) 12, собранный на силовом шпангоуте. Разработчики отказались от использования пиротехнического трассера, так как были случаи, когда шлаки от продуктов сгорания пережигали ПЛС. Вместо него применена лампа-трассер, дающая из лучение в ИК- диапазоне.

Ракета выбрасывается из ТПК со скоростью не менее 65 м/с под действи ем продуктов сгорания вышибной двигательной установки (ВДУ), обеспечи вающей сбалансированность контейнера в осевом направлении. При этом лам па-трассер защищается шторками, открывающимися после выхода ракеты из контейнера.

На ракете применен однокамерный двухрежимный РДТТ, названный разгонно-маршевой двигательной установкой (РМДУ). Наличие двух режимов тяги обеспечивается формой заряда и бронированием большей части его поверхности.

Значительным прорывом в области разработки конструктивно-компоновочных схем ПТУР явилось появление противотанковой ракеты 9М116 «Метис», входящей в переносной ПТРК 9К115 аналогичного названия.

Комплекс «Метис» был создан в КБП (г. Тула) вслед за комплексами «Фагот» и «Конкурс». Разработчики поставили перед собой задачу создать ПТРК, обладающий предельно простой конструкцией и минимальной массой, способный поражать бронированные цели на дальности до 1км. По замыслу проектировщиков и заказчика комплекс «Метис» должен был стать промежуточным образцом между противотанковым гранатометом и ПТРК, своего рода гибридом (или метисом).

Первое, что можно поставить в заслугу разработчикам, это отказ от традиционной ВДУ, прочно закрепившейся в отечественных и зарубежных комплексах. На ракету вернули стартовый двигатель 8 (рис. 4.9), который заканчивает работу, когда донный срез ракеты еще находится внутри ТПК. Стартовая масса ракеты при этом возросла, но уменьшилась масса контейнера, так как он потерял функцию ствола, нагруженного внутренним давлением, и сохранил только функции контейнера и направляющей при пуске ракеты. В итоге масса ракетного выстрела (ракета в контейнере) уменьшилась, что весьма важно для носимого комплекса.

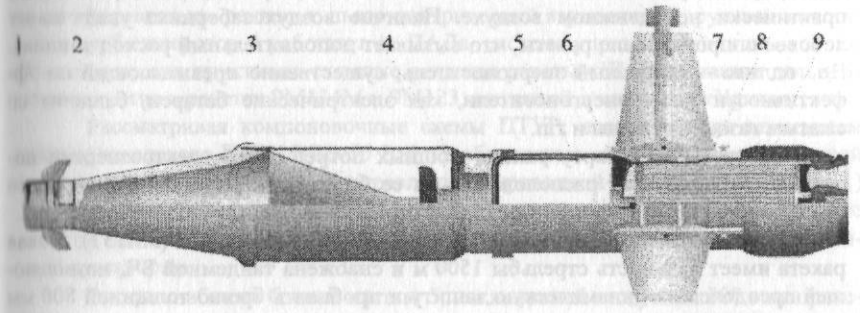


Рис. 4.9. Компоновочная схема ПТУР 9М115 «Метис»:
1 – воздушно-динамический блок рулевого привода; 2 – контактный узел взрывателя; 3 – боевая часть; 4 – предохранительно-исполнительных механизм; 5 – разгонно-маршевый двигатель; 6 – крыло; 7 – пиротехнический трассер; 8 – стартовый двигатель; 9 – катушка ПЛС

Второе, не менее важное достижение разработчиков, - отказ от использования на борту ракеты гироскопического датчика угла крена или координатора. Задачу определения угла крена ракеты с одноканальной системой управления возложили на оптико-механический пеленгатор ракеты, входящий в состав НАУ. Для этого трассер 7, который обычно располагался как можно ближе к

оси ракеты, установили на концевой хорде крыла 6. При вращении ракеты относительно продольной оси этот пиротехнический трассер образует окружность. Пеленгатор ракеты определяет не только положение центра этой световой окружности, но и угол между линией, связывающей центр окружности с трассером, то есть угол крена. Трассер в исходном состоянии, когда крылья ракеты свернуты, располагается у бортовой хорды крыла так, что его рабочий торец размещается напротив отверстия жиклера, установленного на корпусе стартового двигателя. Продукты сгорания стартового заряда поджигают трассер, который при раскрытии крыла скользит по специальной направляющей, установленной на внешней поверхности крыла, и занимает рабочее положение у его концевой хорды. Для увеличения расстояния между осью ракеты и трассером был осуществлен переход от четырехконсольной схемы крыла к трехконсольной.

Отсутствие гироскопа позволило не столько уменьшить массу ракеты, сколько снизить ее стоимость, так как гироскоп – достаточно сложный и дорогостоящий прибор.

Третье оригинальное решение, использованное при создании «Метиса», состоит в разработке схемы и конструкции блока рулевого привода (БРП) 1, использующего энергию набегающего потока воздуха. Этот привод стал называться воздушно-динамическим и получил широкое распространение на последующих образцах ракет. Строго говоря, воздушно-динамический БРП использует не энергию набегающего потока, а энергию, заключенную в маршевом топливе, так как набегающего потока на самом деле нет, а есть ракета, летящая в практически неподвижном воздухе. Наличие воздухозаборника увеличивает лобовое сопротивление ракеты, что вызывает дополнительный расход топлива. Но топливо – идеальный энергоноситель, существенно превышающий по эффективности такие энергоносители, как электрические батареи, баллоны со сжатым газом, пружины и т.п.

Отсутствие на борту ракеты мощных потребителей электроэнергии позволило отказаться от расположения на ее борту электрической батареи, что благотворно отразилось и на массе, и на стоимости ракеты.

На базе ракеты «Метис» разработана ПТУР «Метис-М» (9М131). Новая ракета имеет дальность стрельбы 1500 м и снабжена тандемной БЧ, позволяющей преодолевать динамическую защиту и пробивать броню толщиной 800 мм вместо 460 мм. Оригинальное и весьма эффективное схемно-компоновочное решение ракеты «Метис» было сохранено.

Особенностью **ПТУР 9М114 «Штурм»** (рис. 4.10) является то, что это первая отечественная противотанковая ракета со сверхзвуковой скоростью полета ($V = 400$ м/с). Высокая скорость полета нашла отражение в габаритных размерах двигателя 6, расположенного, как и у большинства ПТУР, в средней части корпуса.

Ракета выстреливается из ТПК с помощью ВДУ и получает дульную скорость 55 м/с. Двигатель ракеты является разгонно-маршевым. Он имеет центральную трубу для прохода электрокабеля. Высокая скорость полета делает невозможным использование ПЛС, поэтому на ракете применена радиокоманд-

ная система управления 8, приемная антенна 10 которой расположена на донном срезе корпуса. Ракета снабжена ИК–трассером 9 (лампой-трассером) с модулятором.

Ракета «Штурм» выполнена по аэродинамической схеме «утка». Складывающиеся крылья 7 имеют форму цилиндрических панелей, причем рядом расположенные консоли изогнуты в противоположные стороны, что является достаточно оригинальным решением. Рули 3 убираются в корпус. Боевая часть 2-кумулятивная.

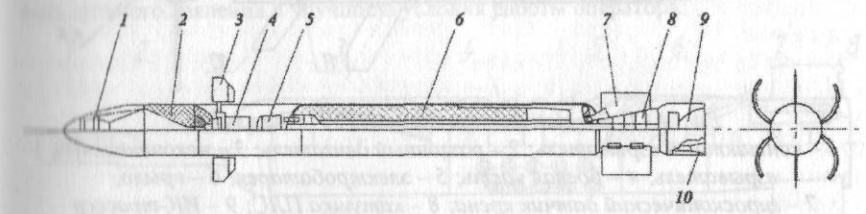


Рис. 4.10. Компоновочная схема ПТУР 9М114 «Штурм»:
1 – пьезоэлектрический контактный узел взрывателя; 2 – боевая часть; 3 – руль; 4 – блок рулевого привода с турбогенератором; 5 – гирокоординатор; 6 – двигатель; 7 – крыло; 8 – блок аппаратуры; 9 – ИК-трассёр с модулятором; 10 – приемная антенна

ПТУР «Штурм» разработана в КБМ (г.Коломна) и содержит традиционные «фирменные» решения: пьезоэлектрический взрыватель 1, рулевая машинка и турбогенератор 4 работают от ПАДа, система управления одноканальная. Некоторые конструктивно-схемные решения ракеты «Штурм» нашли дальнейшее развитие в ракетах 9М114М и 9М123, входящей в комплекс «Хризантема».

Рассматривая компоновочные схемы ПТУР, нельзя обойти вниманием ракету шведского ПТРК RBS-56 Bill. Особенностью этой полуавтоматической ракеты с командной системой управления и проводной линией связи (рис. 4.11) является возможность поражения цели как в верхнюю проекцию при пролете ракеты над целью, так и во фронтальную проекцию при реализации традиционной траектории.

Ракета снабжена боевой частью 5, наклоненной под углом 30° к оси ракеты и двумя взрывателями: неконтактным 3 и контактным 1. Сведения об устройстве и принципе действия неконтактного взрывателя в печати не приводятся, но сообщается, что он объединяет свойства магнитного и емкостного взрывателей, дополненные другими функциями, позволяющими ему надежно распознавать объекты бронетанковой техники при пролете над ними. Сообщается, что высота траектории ракеты «Bill» превышает линию визирования на 0,6…1,0 м. Ракета может поражать танки, укрытые в окопах, и вертолеты, находящиеся за естественными укрытиями (складки местности, кустарник и т.п.).

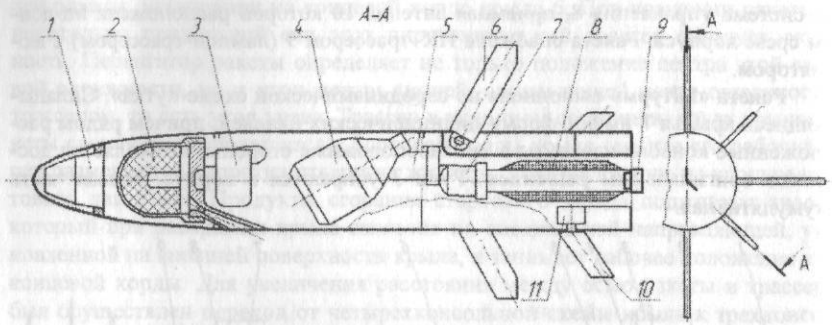


Рис. 4.11. Компоновочная схема ПТУР «Билл» (Bill):
1 – контактный взрыватель; 2 – разгонный двигатель; 3 – неконтактный взрыватель; 4 – боевая часть; 5 – электробатарея; 6 – крыло; 7 – гироскопический датчик крена; 8 – катушка ПЛС; 9 – ИК-трассер на лазерный диодах; 10 – руль; 11 – электромагнитная рулевая машинка

ПТУР выстреливается из ТПК с помощью ВДУ. В нескольких метрах от оператора включается разгонный двигатель 2, который работает около 2 с и разгоняет ракету до скорости 250 м/с. Основной участок траектории – пассивный. Максимальная дальность стрельбы – 2200 м. Принятые схема пуска и профиль скорости не позволяют использовать комплекс при стрельбе из закрытых помещений и поражать неподвижные цели на дальности менее 150 м, а подвижные – на дальности менее 300…600 м. Ракета выполнена по обычной аэродинамической схеме и застабилизирована по крену. Она имеет складывающиеся в корпус крылья 6 и рули 10. Каждый руль отклоняется отдельной рулевой машинкой 11. В донной части ракеты расположен, невидимый невооруженным глазом, ИК-трассер, обеспечивающий надежное слежение за ракетой пеленгатором (гониометром), входящим в наземную аппаратуру системы наведения. Ракета «Bill» входит в состав переносного ПТРК, но может устанавливаться и на БТР Bv 206, а также на вертолетах.

Оригинальной компоновочной схемой обладают американские ПТУР семейства «Дракон» («Dragon»), входящие в состав одноименного переносного ПТРК.

Базовый образец этого семейства имеет полуавтоматическую проводную систему наведения с проводной линией связи и выстреливается из трубы контейнера с помощью ВДУ. Отличительным признаком семейства является использование расположенного в центре масс блока импульсных двигателей, вектор тяги которых наклонен к продольной оси ракеты. Тяга этих двигателей обеспечивает и преодоление лобового сопротивления, и компенсацию силы тяжести, и маневр ракеты.

Необходимость повышения эффективности боевой части привела к появлению модификации «Дракон II». Бронепробитие по нормам к броне было увеличено с 430 до 760 мм. Рупорообразная воронка обеспечила почти постоянный диаметр струи, что повысило эффективность ее действия по разнесенной броне.

Результатом более глубокой модернизации базового образца является появление модификации «Дракон II+». Компоновочная схема этой ракеты приведена на рис. 4.12. На ракете появились выдвижная игла 2 с лидирующим кумулятивным узлом 1 и маршевый двигатель 6, работающий на первой половине траектории и обеспечивающий полет с положительным ускорением. Этот двигатель позволил уменьшить дульную скорость с 80 до 50 м/с, что снизило уровень дульного давления и улучшило условия работы оператора.

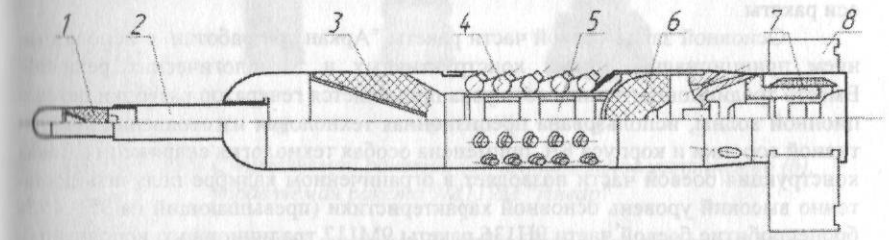


Рис. 4.12. Компоновочная схема ПТУР «Дракон II+» (Dragon II+):
1 – лидирующий кумулятивный узел; 2 – выдвижная телескопическая игла; 3 – боевая часть; 4 – блок импульсных двигателей; 5 – коммутационный блок; 6 – маршевый двигатель; 7 – отсек управления

Последняя модификация, называемая «Super Dragon», отличается улучшенными аэродинамическими характеристиками и заменой медного кабеля ПЛС на более легкую волоконно-оптическую линию связи.

В качестве примера конструктивных схем управляемых противотанковых ракет **ствольного запуска** рассмотрим ракеты 9М117 и 9М119, выстреливаемых, соответственно из пушек калибром 100 и 125 мм, разработанных в Конструкторском бюро приборостроения г. Тулы.

На рис. 4.13 приведена конструктивная схема ракеты 9М117М1 "Аркан", разработка которой завершена в 2005 году.

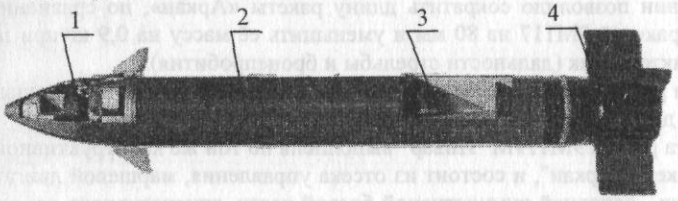


Рис. 4.13. Конструктивная схема управляемой ракеты 9М117М1 "Аркан"

В ракете используется аэродинамическая схема «Утка».

Ракета состоит из отсека управления 1, маршевой двигательной установки 2, кумулятивной боевой части 3, аппаратурного отсека с блоком стабилизаторов 4.

Отсек управления содержит в своем составе одноканальный рулевой привод с усилителем. В ракете "Аркан" кроме привода в отсеке управления располагается лидирующий кумулятивный заряд с головными контактами, что оказалось возможным за счет применения усилителя в микроэлектронном исполнении и исключения потенциометра обратной связи. Это значительно уменьшило объем аппаратуры и, кроме того, повысило технологичность отсека управления, а также снизило трудоёмкость изготовления.

Маршевый двигатель расположен в средней части ракеты и имеет канал для прохода кумулятивной струи. Сопла двигателя наклонены под углом 20° к оси ракеты.

Основной заряд боевой части ракеты "Аркан" разработан с использованием принципиально новых конструктивных и технологических решений. Вместо традиционного линзового узла применяется генератор разводки детонационной волны, использована прецизионная технология изготовления кумулятивной воронки и корпуса БЧ, применена особая технология снаряжения. Такая конструкция боевой части позволяет в ограниченном калибре получить достаточно высокий уровень основной характеристики (превышающий на 35...45 % бронепробитие боевой части 9Н136 ракеты 9М117 традиционного исполнения). Расположение БЧ за двигателем значительно снижает чувствительность характеристик бронепробития к условиям встречи ракеты с броней.

Аппаратурный отсек состоит из блока выделения координат с фотоприемным устройством, гирокоординатора крена, блока формирователя команд, блока стабилизаторов.

В ракетах типа 9М117 используется единый блок выделения координат с фотоприемным устройством, выполненным в микроэлектронном исполнении.

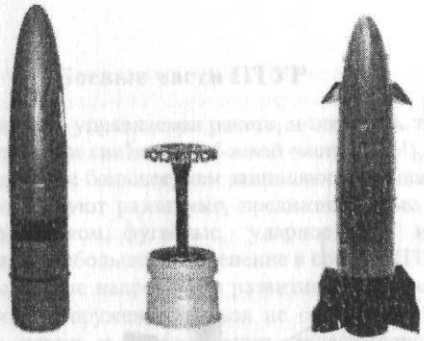
Гирокоординатор крена ракеты "Аркан" изготовлен в микромеханическом исполнении с оптронным датчиком крена и пружинной раскруткой ротора.

Блок формирователя команд ракеты "Аркан" выполнен, в отличие от БФК УР 9М117, на интегральных микросхемах.

Применение в ракете «Аркан» электронных блоков в микроэлектронном исполнении позволило сократить длину ракеты «Аркан», по сравнению с серийной ракетой 9М117 на 80 мм и уменьшить её массу на 0,9 кг при повышении характеристик (дальности стрельбы и бронепробития).

На рис. 4.14 приведены выстрел с управляемой ракетой, метательное устройство для стрельбы из танка и управляемая ракета 9М119М "Инвар".

Эта ракета 9М119М "Инвар" выполнена по той же конструктивной схеме, что и ракета "Аркан", и состоит из отсека управления, маршевой двигательной установки , основной кумулятивной боевой части, аппаратурного отсека с блоком стабилизаторов. По большинству технических решений и ряду элементов аппаратуры ракет 9М117М1 и 9М119М унифицированы.



а б в

Рис. 4.14. Выстрел с управляемой ракетой (а), метательное устройство (б), управляемая ракета 9М119М "Инвар"

Одной из особенностей компоновки управляемой многоцелевой ракеты «Гермес-А» вертолетного базирования (рис. 4.15) является двухступенчатая схема, характерная в основном для зенитных ракет.

Ракета состоит из маршевой ступени (а) и отделяемого стартового двигателя. Применение мощного стартового двигателя позволяет «разогнать» ракету почти до 1500 м/с, что дает возможность обойтись в дальнейшем без маршевого двигателя. В конструкции маршевой ступени используется мощная осколочно-фугасная БЧ, позволяющая поражать не только легкобронированную технику, но и танки. В целом маршевая ступень состоит из головки самонаведения, отсека рулевого привода, ОФБЧ и аппаратурного отсека с крыльями. Ракета запускается из контейнера, служащего также герметичной тарой при хранении.

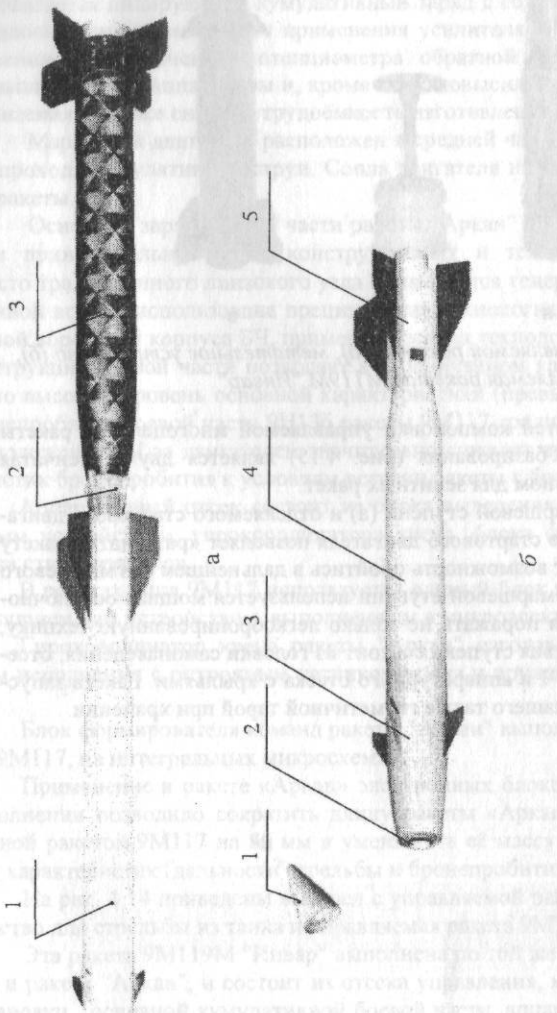


Рис. 4.15. Общий вид УР «Гермес»

а – внешний вид УР «Гермес» на стартовом участке до разделения:
1 – маршевая ступень с блоком носовым; 2 – механизм разделения; 3 - стартовая ступень;
б – маршевая ступень ракеты без блока носового:
1 – сбрасываемый колпак; 2 – лазерная полуактивная головка самонаведения; 3 – блок рулевого привода;
4 – боевая часть; 5 – крыльевой отсек

5. Боевые части ПТУР

ПТУР – противотанковая управляемая ракета, и поражать танки – ее основная задача. С этой целью ракета снабжается боевой частью (БЧ), которая должна иметь бронепробивное действие большее, чем защищающая толщина брони танка или другого объекта. Существуют различные, предназначенные для этого, типы БЧ: с бронебойным сердечником, фугасные, "ударное ядро" и кумулятивные. Именно последние и нашли наибольшее применение в составе ПТУР.

Рассматривая современные направления развития ПТРК как многоцелевого оборонительно-штурмового вооружения, нельзя не отметить стремление разработчиков при создании новых и модернизации существующих ПТРК иметь ПТУРы с различными типами БЧ. Так, например, в семействе комплексов управляемого вооружения "Штурм" ракета "Атака" выполняется в трех модификациях: с тандемной кумулятивной, фугасной или стержневой БЧ. Ракета комплекса "Корнет" может иметь тандемную кумулятивную либо термобарическую БЧ и т.д.

Аналогичная тенденция просматривается и в зарубежных ПТРК. При этом используется модульный принцип компоновки, что позволяет заменять БЧ в войсковых условиях.

5.1. Кумулятивные БЧ

Эффект действия кумулятивной БЧ основан на концентрации энергии взрыва в определенном направлении, что достигается особой формой заряда – наличием на одном из торцов заряда кумулятивной выемки.

Если такой заряд инициировать с конца, противоположного выемке, то пробивное действие в направлении оси выемки оказывается существенно большим, чем при действии «обычного» (сплошного) заряда. Это и есть так называемый кумулятивный эффект. Явление кумуляции было открыто в 1864 г. известным русским артиллеристом Боресковым, проводившим опытные работы с минами. В последующие годы это явление получило широкое распространение и научное описание. Большой вклад в его изучение внес советский проф. М. А. Сухаревский, который на основании экспериментальных исследований установил зависимость пробивного действия кумулятивных зарядов от геометрических параметров заряда и выемки. Наиболее выдающиеся работы в этой области также принадлежат советским ученым – М. А. Лаврентьеву и Г. И. Покровскому. Основным результатом их теоретических исследований явилась разработка гидродинамической теории кумуляции, давшей обоснование этому явлению.

5.1.1. Принцип действия и конструктивные особенности

Схемы образования кумулятивной струи и устройства кумулятивного заряда представлены на рис. 5.1 и 5.2.

При срабатывании детонатора взрывная волна перемещается вдоль заряда ВВ. После достижения вершины тонкостенного металлического конуса волна создает очень высокое давление на его наружной поверхности. Под действием этого давления стенки конуса сжимаются и с большой скоростью перемещаются внутрь, почти перпендикулярно к поверхности конуса. При этом облицовка трансформируется в кумулятивную струю.

Рис.5.1. Схема и этапы образования кумулятивной струи

Фронт детонационной волны представляет собой сферическую поверхность (рис.5.1), центр которой практически совпадает с центром детонатора (рис.5.2). Детонационная волна последовательно воздействует на все участки кумулятивной облицовки от вершины до основания. Время воздействия можно вычислить, если высоту облицовки поделить на скорость детонации. Для уменьшения времени обжатия облицовки необходимо изменить ориентацию фронта детонационной волны, сделать так, чтобы нормаль к поверхности фронта волны практически совпадала с нормалью к поверхности облицовки. Эта задача решается с помощью так называемой линзы, которая выполняется из инертного материала и располагается между детонатором и облицовкой. Фронт детонационной волны вынужден обходить линзу, при этом происходит поворот нормали к его поверхности, что вызывает уменьшение времени между началом обжатия вершины и основания облицовки. Это приводит к увеличению скорости струи. Линза кумулятивного узла меняет направление распространения детонации в массиве ВВ. К аналогичному результату приводит воздействие оптической линзы на световой поток. Это и послужило основанием к выбору такого названия данной детали кумулятивного узла.

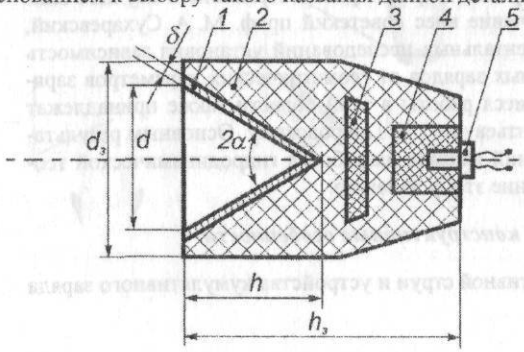


Рис.5.2. Схема кумулятивного заряда:
1 – металлическая облицовка;
2 – основной заряд ВВ;
3 – инертная линза;
4 – детонатор;
5 – электродетонатор

Трансформированная в процессе взрыва облицовка движется в виде струи, направленной по оси заряда, при этом ее головная часть перемещается со скоростью *5...6 км/с*. По мере схождения кумулятивной облицовки (КО) и продуктов взрыва плотность их значительно возрастает. Этот поток металла и уплотненных продуктов взрыва носит название кумулятивной струи. Металл в кумулятивной струе в результате интенсивного сжатия обладает повышенной температурой.

Образование глубоких отверстий в броне происходит под действием кумулятивной струи, давление которой достигает 40 ГПа (400 тыс. атм). Ее действие напоминает действие струи воды из брандспойта на невозмущенную водную поверхность. Именно эта тонкая струя металла, ударяя по броне с огромной скоростью, пробивает, а точнее промывает ее, так что края пробоины оказываются как бы оплавленными. Создается впечатление, что броня не пробита, а прожжена. Поэтому первые кумулятивные снаряды ошибочно назывались бронепрожигающими. Теперь ясно, что такое название отражает лишь внешний признак действия снарядов, а не физическую сущность. Ни прочность корпуса снаряда, ни скорость его полета не имеют того значения, какое они имеют для обычных бронебойных снарядов, пробивающих броню за счет своей кинетической энергии.

Минимальное сечение струи, где имеет место наибольшее ее уплотнение и скорость, а следовательно, и наибольшая концентрация энергии, называют фокусом кумулятивной струи (кумулятивным фокусом). Расстояние от основания выемки до фокуса струи называется фокусным расстоянием. Это и есть то оптимальное расстояние между зарядом и преградой, при котором бронепробивное действие БЧ достигает максимального значения (рис.5.3).

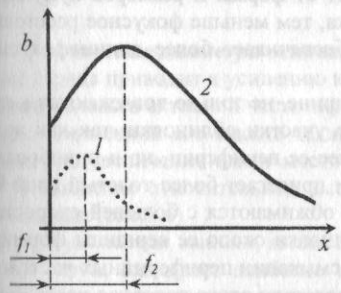


Рис.5.3. Зависимость величины бронепробития от расстояния между основанием кумулятивной облицовки и броней: 1 – для заряда без облицовки кумулятивной выемки; 2 – для заряда с облицовкой; f_1 и f_2 – соответствующие фокусные расстояния.

Именно поэтому кумулятивные БЧ (КБЧ) на ракетах стараются расположить так, чтобы в момент начала процесса детонации основание кумулятивной облицовки было удалено от брони на величину фокусного расстояния *f*. При этом удаление основания *x* от носа ракеты (рис.5.4) определяется выражением:

$$x = f + V \cdot \tau_{BV}, \qquad (5.1)$$

где V – скорость ракеты, τ – время срабатывания взрывательного устройства с учетом необходимого времени задержки.

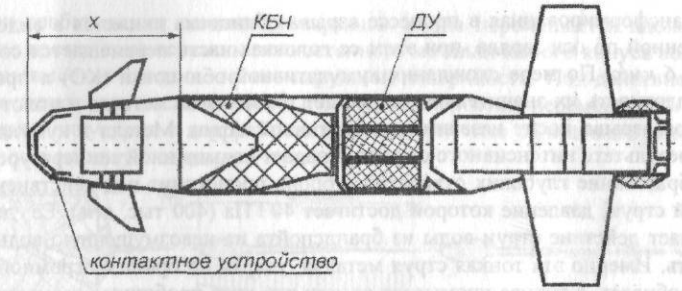


Рис.5.4. Схема расположения кумулятивной БЧ на ракете

Пробивное действие кумулятивной струи пропорционально ее длине. Длина же струи не остается постоянной, а, обладая определенным значением в момент образования и в дальнейшем увеличиваясь, достигает предельной величины L, после чего начинает рваться на отдельные фрагменты, что резко снижает ее эффективность. М.А. Лаврентьев получил формулу для оценки бронепробития кумулятивной струи:

$$b = L \cdot \sqrt{\frac{\rho_{стр}}{\rho_{бр}}}, \qquad (5.2)$$

где L – длина струи; $\rho_{стр}$ и $\rho_{бр}$ – плотности материалов струи и брони.

Величина фокусного расстояния зависит от формы и размеров кумулятивной выемки. Чем глубже кумулятивная выемка, тем меньше фокусное расстояние заряда. Наоборот, менее глубокая выемка обеспечивает более длиннофокусный кумулятивный заряд.

Части облицовки, лежащие ближе к вершине, не только вовлекаются в процесс деформации раньше, чем периферийные участки облицовки, так как волна детонации достигает вершины облицовки ранее ее периферии, но и приобретают большую скорость вследствие того, что к ним прилегает более толстый слой ВВ. Они получают больший удельный импульс и обжимаются с большей скоростью. При смыкании (схлопывании) элементов облицовки около ее вершины формируется головная часть кумулятивной струи, при смыкании периферийных частей облицовки формируется ее хвостовая часть. Вследствие этого головная часть кумулятивной струи получает более высокую скорость, чем хвостовая. Как показывают более детальные исследования, максимальная скорость кумулятивной струи имеет место не в самой ее передней части, а на некотором небольшом расстоянии от нее. Это объясняется тем, что у самой вершины облицовки путь обжатия (схлопывания) мал и скорости движения частиц не успевают достигнуть той величины, которой достигают последующие частицы.

Благодаря наличию градиента скорости в кумулятивной струе и имеет место ее вытягивание в процессе движения. Так как скорость растяжения кумулятивной струи очень высока, то материал струи прежде чем разорваться на отдельные части может получить весьма большое удлинение (до 300 %). Указанное обстоятельство определяет характер изменения кумулятивного эффекта по мере удаления от преграды.

5.1.2. Влияние конструктивных факторов БЧ на кумулятивный эффект

Увеличение высоты заряда $h_з$ до некоторого предела при неизменном диаметре $d_з$ повышает кумулятивный эффект.

По достижении указанного предела дальнейшее увеличение высоты заряда практически не влияет на кумулятивный эффект (рис.5.5), так как величина активной части заряда, достигнув при определенной высоте предельного значения, при дальнейшем ее увеличении практически не изменяется, и разлет "излишка" продуктов взрыва практически не отражается на формировании кумулятивной струи.

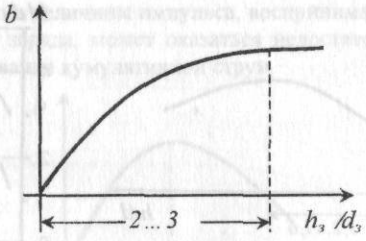


Рис.5.5. Влияние относительной высоты заряда на кумулятивный эффект

Увеличение диаметра основания кумулятивной выемки при неизменной форме заряда приводит к усилению кумулятивного эффекта, так как при этом увеличивается масса активной части заряда. Вместе с тем, увеличение диаметра заряда при неизменной его высоте также увеличивает массу активной части заряда. Однако это увеличение имеет место только до определенного предела. Дальнейшее уменьшение относительной высоты заряда приостанавливает рост активной части заряда (рис.5.6).

Кумулятивная выемка, являясь основным фактором формирования кумулятивной струи, оказывает наиболее существенное влияние на кумулятивный эффект. Сложное движение продуктов взрыва, а при наличии облицовки и металлических частиц в значительной мере определяется формой и размерами кумулятивной выемки. Как следует из гидродинамической теории кумуляции, форма и размеры выемки (и облицовки) определяют такие важные характеристики кумулятивной струи:

– ее длину – чем больше образующая конической выемки и облицовки, тем больше начальная длина струи;

– градиент скорости в кумулятивной струе – тем больше, чем больше отношение h/d;

– фокусное расстояние – чем больше отношение h/d, тем меньше фокусное расстояние кумулятивного заряда.

В целом, если характеризовать зависимость эффективности кумулятивного (бронепробивного) действия от формы и размеров кумулятивной выемки, то для случая конической выемки, характеризуемой отношением h/d, многочисленные исследования показали, что до определенной величины (порядка *1,2...1,6)* увеличение h/d повышает эффективность действия кумулятивного заряда, дальнейшее увеличение h/d приводит к уменьшению эффективности действия (рис.5.6).

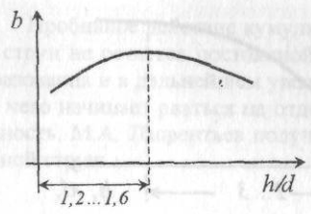


Рис.5.6. Влияние относительной высоты кумулятивной выемки на величину бронепробития

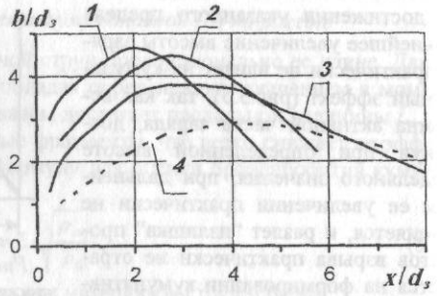


Рис.5.7. Зависимость относительной глубины пробития брони от относительного расстояния между торцом кумулятивного заряда и преградой: 1 – коническая облицовка $2\alpha = 30^{\circ}$; 2 – коническая облицовка $2\alpha = 44^{\circ}$; 3 – коническая облицовка $2\alpha = 60^{\circ}$; 4 – полусферическая облицовка

Оптимальное соотношение h/d соответствует углу раствора конической кумулятивной облицовки $2\alpha = 34...46^{\circ}$. Минимальная же масса кумулятивного узла обеспечивается при угле $2\alpha = 42^{\circ}$. При таком угле для современных ВВ и медной облицовки величина бронепробития может быть приближенно оценена по зависимости

$$b = (5...6)D_{КУ}, \qquad (5.3)$$

где $D_{КУ}$ – калибр кумулятивного узла.

Такой характер влияния формы и размеров кумулятивной выемки на эффективность действия кумулятивных зарядов может быть объяснен следующим образом. При увеличении высоты конуса (величины h/d) возрастает начальная длина кумулятивной струи; кроме этого, возрастает градиент скорости в струе, что также приводит к более интенсивному ее удлинению. Одновременно уменьшается количество ВВ, приходящегося на единицу поверхности облицовки, что приводит к уменьшению скорости ее обжатия. В результате такого противоположного влияния значения h/d на формирование кумулятивной струи обнаруживается некоторое оптимальное отношение, при котором кумулятивный достигает максимума.

Влияние толщины облицовки и ее материала на кумулятивный эффект весьма очевидно, так как именно из металлической облицовки в основном и формируется кумулятивная струя. Влияние толщины облицовки можно объяснить следующим образом: если взять два крайних случая – чрезвычайно тонкую и чрезвычайно толстую облицовки, то в обоих случаях кумулятивный эффект будет недостаточно высоким. В первом случае – из-за малости «резервуара», из которого черпает материал кумулятивная струя, а во втором случае – в результате того, что при чрезвычайно большой толщине стенки величины импульса, воспринимаемого облицовкой при взрыве кумулятивного заряда, может оказаться недостаточным для ее интенсивного обжатия и формирования кумулятивной струи.

Из этого ясно, что должна существовать оптимальная толщина облицовки, при которой кумулятивный эффект достигает максимального значения. Опыты подтверждают, что зависимость кумулятивного эффекта (величина бронепробития b) от толщины облицовки кумулятивной выемки δ действительно имеет максимум (рис. 5.8).

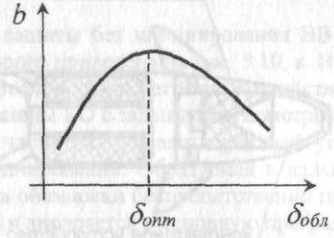


Рис. 5.8. Влияние толщины облицовки на величину бронепробития

Экспериментальными исследованиями установлено, что оптимальная толщина облицовки (для случая конической выемки) составляет *0,032...0,036* диаметра основания кумулятивной выемки.

Помимо размеров облицовки, существенное значение имеют также физико-механические свойства ее материала. Как показали исследования, наиболее целесообразно в качестве материала облицовки использовать металлы, в которых сочетаются высокая плотность, достаточная прочность и хорошая пластичность. Наибольшим бронепробивным действием из практически используемых металлов дают медь, малоуглеродистая сталь и некоторые другие сплавы. Перспективным считается использование танталовых и молибденовых кумулятивных облицовок. Возможно использование облицовок из обедненного урана.

Влияние свойств ВВ на кумулятивный эффект главным образом сказывается через их плотность и скорость детонации, так как именно эти параметры определяют характер и интенсивность обжатия облицовки кумулятивной выемки. Например, аммониты, обладающие относительно малой скоростью детонации,

дают пониженный кумулятивный эффект. Сплавы же типа ТГ (тротил-гексоген) дают повышенный (до 15...20 %) эффект по сравнению с обычным тротилом. Вместе с тем следует иметь в виду, что возможны такие отдельные случаи, например, при тонких облицовках, когда увеличение мощности ВВ может снизить кумулятивный эффект. Это, видимо, можно объяснить чрезмерно интенсивным дроблением или обжатием тонкой облицовки, а также повышением влияния погрешности изготовления на процесс ее обжатия.

5.1.3. Тандемные кумулятивные БЧ

Как уже говорилось во втором разделе, современные танки оснащаются динамической защитой, которая существенно снижает бронепробивное действие КБЧ. Для борьбы с такой защитой танков в модернизируемых ПТУР второго поколения стали применяться тандемные КБЧ (рис.5.9).

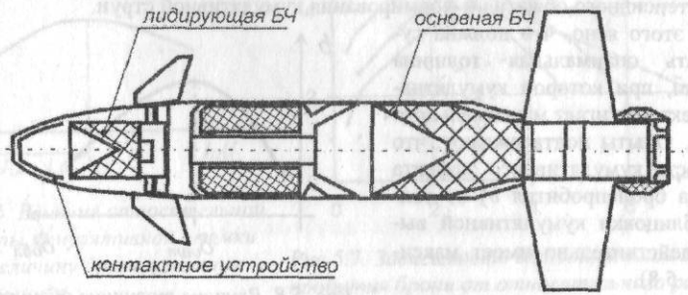


Рис.5.9. Схема ПТУР с тандемной БЧ

При контакте ракеты с преградой контактное устройство взрывателя включает детонатор лидирующего заряда, при срабатывании которого инициируется контейнер динамической защиты и действие основного заряда с заданным интервалом задержки по времени происходит уже по незащищенной броне. Задержка в подрыве основного заряда должна быть достаточной, чтобы взрыв от контейнера ДЗ не повредил струю основного заряда.

5.1.4. Перспективы совершенствования кумулятивных БЧ

У обычных кумулятивных БЧ при детонации образуется кумулятивная струя, только часть которой имеет сверхзвуковую (по отношению к скорости распространения звука в преграде) скорость проникания, т.е. только эта часть КС внедряется в невозмущенную преграду. Остальная часть КС взаимодействует с уплотненной преградой, что негативно сказывается на величине бронепробития. При функционировании КЗ, (рис.5.10, а), продукты детонации, воздействуя на КО параболической формы, формируют КС с кинематическими параметрами, обеспечивающими сверхзвуковой режим ее проникания в преграду, т.е. происходит проникание уплотненной КС в неупрочненную преграду, что увеличивает величину бронепробития.

Другой путь увеличения эффективности бронепробивного действия заключается в увеличении длины КС, влияющей прямо пропорционально на глубину пробиваемого отверстия. Ограничение бронепробития большинства КЗ связано с разрушением КС в одном из ее сечений, т.е. исчерпанием в этом сечении пластических возможностей материала. При этом следует отметить, что остальные сечения КС имеют определенный запас пластических возможностей. Представленный на рис.5.10, б кумулятивный заряд более полно использует пластические возможности материала облицовки. Благодаря выбранной конфигурации КО (с утонением в критическом сечении) исчерпание пластических ресурсов ее материала происходит практически одновременно во всех сечениях струи. Это позволяет формировать КС большей протяженности, а следовательно, и большей эффективности.

Задачу преодоления динамической защиты без инициирования ВВ можно реализовать в конструкции КЗ, схема которого приведена на рис. 5.10, в. Внутренняя поверхность КО имеет переменный профиль, из-за чего при воздействии продуктов детонации на утоненную часть вершины КО с заданными геометрическими параметрами происходит формирование части КС, удовлетворяющей условиям прохождения контейнера ДЗ без его инициирования. Образуемая в дальнейшем основная часть КС из оставшегося участка облицовки беспрепятственно проникает через отверстие в динамической защите и внедряется в основную преграду.

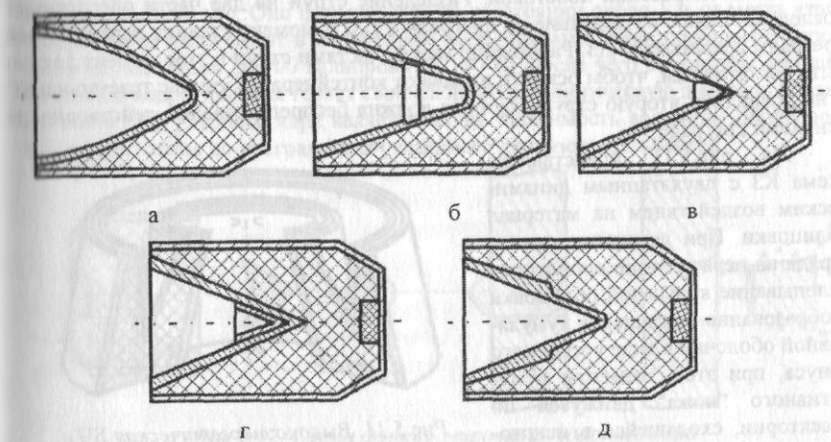


Рис.5.10. Возможные варианты совершенствования кумулятивных зарядов

Эту же задачу можно решить и с помощью КЗ, имеющего биметаллическую облицовку. Схема такого заряда представлена на рис. 5.10, г. Рассматриваемая конструкция заряда отличается от известных наличием вкладыша, расположенного у вершины основной КО. В качестве материала вкладыша необходим металл, имеющий, по сравнению с основной облицовкой, низкую плотность. Наиболее подходящим для поставленной цели является выбор алюминиевого вкладыша. Под действием давления продуктов детонации происходит обжатие биметаллической КО, в результате которого формируется биметаллическая КС, головная часть которой алюминиевая, а хвостовая – медная. Получаемая КС позволяет преодолевать динамическую защиту без инициирования ВВ за счет относительно невысокого уровня удельной энергии ее головной части. Конструкция данного КЗ позволяет решить поставленную задачу по преодолению контейнера ДЗ без его инициирования и обеспечить высокий уровень бронепробивного действия по основной преграде.

Однако следует отметить, что для схем, изображенных на рис.5.10, в и 5.10, г, характерно отсутствие стабильности действия по различным типам ДЗ, т.е. пока нет возможности их универсального использования.

Конструкция, сочетающая в себе эффективность действия по преградам, оснащенным динамической защитой, и простоту изготовления самой конструкции представлена на рис. 5.10, д. Здесь профиль облицовки выполнен с переменной толщиной. Формируемая продуктами детонации КС будет имеет ярко выраженный градиент скорости по своей длине на начальном этапе движения, благодаря которому произойдет разделение струи на два элемента: высокоскоростной головной и низкоскоростной хвостовой. Разделение струи на две части обеспечивает последовательное воздействие на преграду с ДЗ. В момент касания первой струёй преграды срабатывает ДЗ. Расстояние между частями струи в этот момент должно быть достаточным, чтобы осколки взрыва от контейнера ДЗ ушли с траектории КС и не повредили вторую струю, которая должна беспрепятственно действовать по основной преграде.

На рис.5.11 представлена схема КЗ с двухэтапным динамическим воздействием на материал облицовки. При детонации такого заряда на первом этапе происходит схлопывание кольцевой облицовки и образование сходящейся кумулятивной оболочки в виде усеченного конуса, при этом элементы кумулятивного "ножа" движутся по траектории, сходящейся в некоторой точке, положение которой зависит от геометрии заряда.

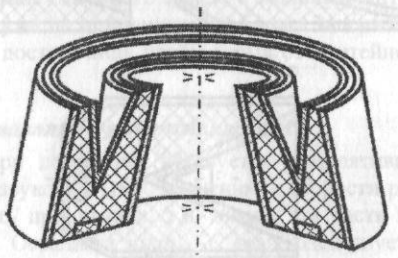


Рис.5.11. Высокоэнергетическая БЧ с кольцевой кумулятивной облицовкой

Впоследствии происходит повторное схлопывание этого конуса в указанной точке, где и образуется КС. Уровень скорости схлопывания в несколько раз превышает уровень скорости для классических зарядов, что сказывается на скорости кумулятивной струи, которая может достигать 10…12 км/с.

5.2. Другие типы БЧ

Как правило, на ПТУР устанавливаются моноблочные или тандемные кумулятивные БЧ, но все чаще используются взаимозаменяемые БЧ других типов. Рассмотрим некоторые из них.

5.2.1. Ударное ядро

Одной из разновидностей кумулятивных зарядов является "ударное ядро", которое появилось относительно недавно – около 25 лет назад, и считается одним из перспективных направлений развития БЧ. Такие заряды на ПТУР практически не применяются (исключение составляет ПТУР Predator). Однако КЗ такого типа нашли широкое применение в самоприцеливающихся боевых элементах кассетных БЧ, применяемых по объектам БТТ.

Функционирование такого заряда (рис.5.12) заключается в следующем: при инициировании основного заряда ВВ продукты детонации, воздействуя на кумулятивную облицовку конической формы с большим углом раствора $2\alpha=140\ldots160^{\circ}$ или полусферической формы, формируют не струю, вытянутую вдоль оси заряда, а компактный поражающий элемент в виде ядра. Такое ядро движется со скоростью 3000…4000 м/с. Оно формируется на расстоянии около 1 м от места взрыва боеприпаса и далее летит в неизменном виде, сохраняя свою пробивную способность на дистанции до *300* калибров (30…40 м), после чего вследствие аэродинамического сопротивления теряет свою скорость и кинетическую энергию. Главной особенностью ударного ядра является малая зависимость величины бронепробития от расстояния до преграды для указанного диапазона дальностей.

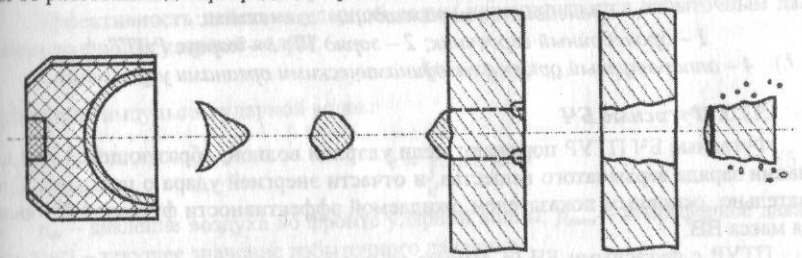


Рис.5.12. Схема функционирования ударного ядра

При испытании брони танка Т-72 на стойкость к противобортовой мине обнаружилось, что сформированное ею ударное ядро пробило бортовой экран, борт,

противоположный борт и противоположный бортовой экран. Танк находился на расстоянии 15 м от мины, отверстие имело диаметр 3…3,5 см.

5.2.2. Бронебойный сердечник

В настоящее время разработчики ПТУР вновь обращают свое внимание на самый старый и самый простой поражающий элемент – бронебойный сердечник. Правда, разрабатываемые ракеты должны разгонять такой элемент до гиперзвуковых скоростей 1800…2100 м/с, а сам сердечник будет изготавливаться из материалов большой плотности с высокими механическими характеристиками. Большие скорости не только существенно увеличат удельную кинетическую энергию поражения, но и позволят сократить время подлета к цели на дистанциях прямого выстрела до 1…3 с.

Огромные скорости таких ракет позволят им беспрепятственно преодолевать существующие на сегодняшний день и обозримую перспективу системы активной защиты танков. Запускать такие ракеты предполагается или из контейнера или из артиллерийского орудия. Поражающий элемент после разгона может отделяться. Разрабатываемые системы отделения будут использовать аэродинамическое торможение или активный выброс. Разрабатываются специальные высокоэнергетичные топлива, которые обеспечат высокое давление в камере сгорания (до 31 МПа) при минимальном дымообразовании.

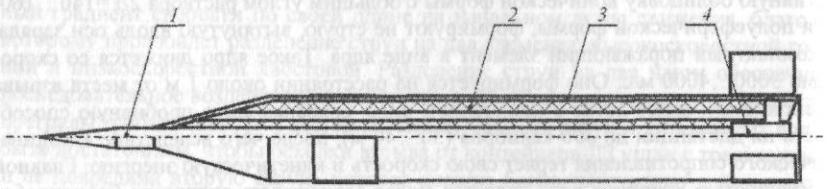


Рис.5.13. Схема перспективной гиперзвуковой ПТУР с бронебойным поражающим элементом:
1 – бронебойный сердечник; 2 – заряд ТТ; 3 – корпус РДТТ;
4 – аппаратурный отсек с газодинамическими органами управления

5.2.3. Фугасные БЧ

Фугасные БЧ ПТУР поражают цели ударной волной, образующейся при детонации заряда взрывчатого вещества, и отчасти энергией удара о преграду. Следовательно, основным показателем ожидаемой эффективности фугасной БЧ является масса ВВ.

ПТУР с фугасными БЧ (в данном случае это штурмовое оружие поля боя) предназначаются главным образом для стрельбы по зданиям, небетонированным оборонительным сооружениям полевого типа: окопам, блиндажам, долговременным огневым точкам, наблюдательным пунктам, легкобронированной и небронированной технике и т.п.

Рассмотрим устройство фугасной БЧ (рис. 5.14). Корпус (2) БЧ, как правило, выполняется стальным и является несущим, т.е. он передает все силы, действующие на ПТУР от одного отсека к другому. В корпус вставляется или заливается, в зависимости от способа снаряжения и типа взрывчатки, основной заряд ВВ (3). Закрывается корпус крышкой (1). С другого торца в специальное гнездо ввертывается инерционный взрыватель (5), который может устанавливаться на мгновенное или с замедленное действие. Во втором случае ПТУР успевает заглубиться в преграду, где и происходит подрыв БЧ.

При взрыве фугасной БЧ перед преградой основным носителем энергии взрыва становится воздушная ударная волна. На рис. 5.15 показан характер изменения давления воздуха в некоторой точке при прохождении через нее ударной волны.

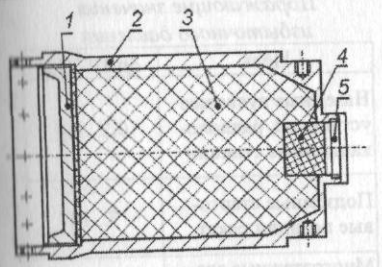


Рис.5.14. Схема фугасной БЧ:
1 – крышка; 2 – корпус;
3 – основной заряд ВВ;
4 – детонатор; 5 – взрыватель

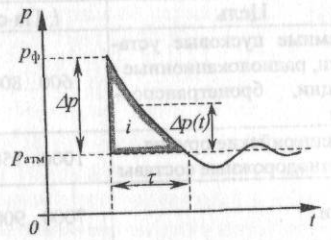


Рис. 5.15. Изменение давления воздуха при прохождении ударной волны

Эффективность действия ударной волны характеризуется избыточным давлением во фронте ударной волны:

$$\Delta p = p_ф - p_{атм} \qquad (5.4)$$

и удельным импульсом ударной волны:

$$i = \int_0^\tau \Delta p(t)dt, \qquad (5.5)$$

где $p_ф$ – давление воздуха во фронте ударной волны; $p_{атм}$ – атмосферное давление; $\Delta p(t)$ – текущее значение избыточного давления.

Ориентировочные значения поражающих i и Δp для различных типов целей представлены в табл. 5.1 и 5.2.

Если преграда массивная, период ее собственных колебаний T велик и превышает время действия ударной волны τ, то воздействие волны на преграду носит динамический характер, и ожидаемый эффект следует оценивать по величине удельного импульса i. Если $\tau > T$, то характер воздействия носит статический характер, и ожидаемый эффект следует оценивать по величине избыточного давления.

Время действия ударной волны зависит от удаления от точки взрыва R и массы ВВ. Его можно оценить по эмпирической формуле Садовского:

$$\tau = 10^{-3} \cdot \sqrt[6]{m_{BB}} \cdot \sqrt{R}, \qquad (5.6)$$

из которой следует, что при использовании БЧ объемного взрыва или ядерных боеприпасов с большим тротиловым эквивалентом время действия ударной волны возрастает и ее эффективность следует оценивать по избыточному давлению.

Таблица 5.1

Поражающие значения удельного импульса ударной волны

Цель	i, Па·с
Наземные пусковые установки, радиолокационные станции, бронетранспортеры	600...800
Артиллерийские орудия, железнодорожные составы	1000...1500
Танки	7000...9000
Кирпичная стена в 2,5 кирпича (0,6м)	2400
Железобетонная стена толщиной 0,25м	4000

Таблица 5.2

Поражающие значения избыточного давления

Цель	$\Delta p \cdot 10^{-5}$, Па
Наземные пусковые установки, радиолокационные станции	0,2...0,4
Подземные стартовые позиции ракет	7...10
Многоэтажные здания с несущими стенами	0,5...0,7
Живая сила	1,8...2,0

5.2.4. Термобарические БЧ

В последние годы разработчикам боеприпасов удалось реализовать идею использования кислорода воздуха для создания детонационно-способной смеси, горючим элементом которой является распыляемая в нем жидкость. Как известно, для осуществления реакции горения или детонации окислителя требуется в 2…3 раза больше, чем горючего, следовательно, энерговыделение БЧ, использующих рассматриваемый эффект, существенно возрастает.

Изменяется и характер воздействия таких БЧ на цели, вследствие чего их называют боевыми частями объемного взрыва, вакуумными или термобарическими. Детонация возникает в сравнительно большом объеме рабочей смеси. При этом резко возрастает температура и давление. Далее следует интенсивный процесс

расширения и охлаждения продуктов детонации, давление в области взрыва становится существенно меньше атмосферного. Образовавшаяся "вакуумная" полость резко захлопывается атмосферным воздухом, причем возникающая обратная ударная волна оказывается более интенсивной, чем прямая, и наносит существенный ущерб цели. Зона с пониженным давлением присутствует в любой взрывной волне, но у термобарических БЧ она выражена более сильно.

ПТУР с термобарическими БЧ предназначаются для уничтожения тех же целей, что и ракеты с фугасными БЧ, т.е. для стрельбы по зданиям и другим объектам, окопам, блиндажам, долговременным огневым точкам, наблюдательным пунктам и т.п.

Схема термобарической БЧ аналогична схеме ОФБЧ.

Характерной особенностью воздействия таких БЧ является увеличение по сравнению с обычной ОФБЧ давления на расстоянии свыше 2…3 м и повышение температуры в зоне действия БЧ до 800…900 К.

6. Двигатели ПТУР

Двигатель противотанковой ракеты – это энергетическая установка, использующая химическую энергию топлива для доставки к цели полезной нагрузки с заданным законом изменения скорости (профилем скорости).

На ПТУР используются только РДТТ. Это объясняется их простотой, малой стоимостью, высокой надежностью, возможностью длительного хранения, хорошими компоновочными возможностями, а также тем, что масса РДТТ, в отличие от двигателей других типов, практически не зависит от его тяги. Последнее обстоятельство делает РДТТ незаменимым при разработке стартовых двигателей, то есть двигателей сравнительно больших тяг.

Известна попытка использования в качестве маршевого двигателя ПТУР прямоточного воздушно-реактивного двигателя, использующего в качестве горючего жидкий пропан. Такой двигатель был установлен на разработанной в последние годы в Техническом бюро Зборовского (Швейцария) противотанковой ракете «Лютин». Ракета имела нетипичную для того времени радиокомандную систему управления, отделяющийся стартовый двигатель, кольцевое крыло. Но, несмотря, а может быть и вследствие большого числа оригинальных решений, ПТУР «Лютин» не выдержала конкуренции с ракетами традиционных схем и была снята с производства.

Не исключено, что постоянно растущие требования по повышению средней скорости и дальности полета перспективных ПТУР подтолкнут разработчиков к рассмотрению целесообразности использования в качестве маршевых двигателей прямоточных или ракетно-прямоточных двигательных установок.

Но пока ограничимся рассмотрением РДТТ и укажем на основные требования, предъявляемые к топливу двигателей ПТУР.

6.1. Требования к топливу двигателей ПТУР

В качестве первого требования можно назвать малую величину дымообразования. Продукты сгорания должны быть прозрачны для лучей видимого и ИК - диапазона. В противном случае, задачи слежения за целью с пункта управления или ориентирование ракеты в луче лазера становятся практически невозможными. Основным источником дыма являются твердые или конденсированные частицы в продуктах сгорания. Максимальным дымообразованием обладают смесевые топлива, представляющие собой механическую смесь горючей смолы (полиуретан, полибутадиен, тиокол, полиэтилен и другие органические смолы) с мелко дисперсными (10…100 мкм) частицами кислородосодержащей соли. В качестве таковой обычно используют перхлорат аммония (ПХА) NH_4ClO_4. Удельная тяга двигателя на смесевом топливе составляет 2300…2500 м/с. Напомним, что под удельной тягой $P_{уд}$ понимают отношение тяги двигателя к секундному расходу топлива.

Если в смесевое топливо внести металлические добавки (Al, Mg и др.), то $P_{уд}$ может возрасти до 2600…2900 м/с, но так как окислы металлов твердые частицы, то это вызывает дальнейшее увеличение непрозрачности продуктов сгорания. Таким образом, несмотря на высокие энергетические показатели, современные смесевые топлива не нашли применения в двигателях ПТУР. Однако отнюдь не исключает появления в будущем малодымных смесевых составов.

Минимальным дымообразованием обладают баллиститные топлива, представляющие собой коллоидный раствор нитроцеллюлозы (продукта обработки хлопка или древесины азотной кислотой) и нелетучего растворителя, в качестве которого выступают нитроглицерин, диэтиленгликольдинитрат, динитротолуол и других вещества.

Удельная тяга двигателя на баллиститном топливе составляет 2000…2300 м/с, причем существует такая зависимость, что чем меньше $P_{уд}$, тем меньше дымообразование, поэтому на современных ПТУР применяют в основном малоимпульсные баллиститные топлива с $P_{уд}$ =1900...2200 м/с.

Вторым важным требованием, предъявляемым к топливу ПТУР, является высокая механическая прочность. Тяга стартового двигателя ПТУР первого поколения обычно превышала ее массу в 30…50 раз, а у ракет второго поколения – уже в 400…2000 раз. Отношение тяги к массе практически равно осевой перегрузке ракеты n_x. При наличии перегрузки на каждый элемент ракеты действует инерционная сила, равная произведению массы этого элемента на перегрузку. Топливный заряд не является исключением. Напряжения, возникающие в зоне его контакта с опорной решеткой, могут вызвать разрушение заряда, поэтому топливо двигателей ПТУР должно быть достаточно прочным. Предел прочности современных баллиститных топлив составляет 10…20 МПа, а прочность смесевых топлив на порядок меньше.

Третьим требованием к топливу ПТУР является минимальная зависимость скорости горения от начальной температуры заряда. Как известно, основными факторами, влияющими на скорость горения топлива являются: давление в камере $p_к$, начальная температура заряда $t_з$ и скорость движения продуктов сгорания вдоль горящей поверхности w. Эти факторы влияют на скорость горения практически независимо, поэтому скорость горения может быть представлена в виде произведения независимых функций от указанных параметров:

$$u = u(p_к)\cdot\theta(t_з)\cdot\varphi(w). \qquad (6.1)$$

Отсутствие корреляции между этими функциями дает возможность определить каждую из них независимо от других экспериментальным путем.

Рассмотрим зависимость скорости горения ТРТ от давления в камере сгорания. При увеличении давления повышается интенсивность подвода тепловой энергии от продуктов сгорания к горящей поверхности заряда, что вызывает увеличение скорости горения. Экспериментальную зависимость $u(p_к)$ для ее исполь-

зования в расчетах аппроксимируют аналитическими зависимостями. К сожалению, не удается найти простое выражение, которое достаточно точно описывало бы экспериментальную зависимость $u(p_к)$ во всем диапазоне давлений, применяемых в РДТТ.

В наиболее часто используемом диапазоне давления от 2 до 20...30 МПа функция $u(p_к)$ хорошо аппроксимируется степенной зависимостью

$$u = bp_к^{\nu}, \tag{6.2}$$

где константы b и ν определяются маркой топлива.

Для больших значений давлений приемлема линейная зависимость:

$$u = A + Bp_к. \tag{6.3}$$

При давлении выше 50...60 МПа константа А становится пренебрежимо малой и функция $u(p_к)$ может быть аппроксимирована линейной зависимостью

$$u = Bp_к. \tag{6.4}$$

На рис. 6.1 показаны характер и области применения зависимостей (6.2)...(6.4)

Показатель степени ν для большинства современных ТРТ находится в пределах 0,1...0,85.

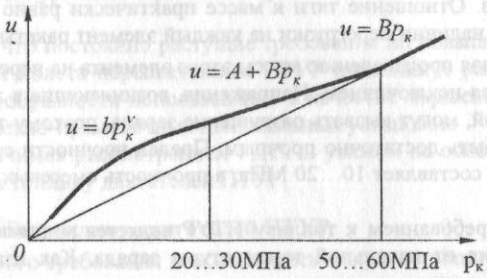


Рис. 6.1. Зависимость скорости горения ТРТ от давления в камере сгорания

Для аппроксимации зависимости скорости горения от начальной температуры заряда обычно используют выражение

$$\theta(t_з) = \frac{B_T}{B_T - (t_з - t_н)}, \tag{4.5}$$

где B_T - термохимическая константа, свойственная данному топливу и зависящая от его природы ($B_T = 200...1000^{\circ}C$); $t_з$ - начальная температура заряда; ($t_н$ - нормальное значение температуры заряда (обычно + 20° С).

В практически используемых диапазонах давления $p \geq 2$ МПа и начальных температур от -60 до +75° С термохимическая константа B_T для конкретного состава топлива может быть принята постоянной.

Рассмотрим влияние скорости движения продуктов сгорания вдоль фронта горящей поверхности на скорость горения ТРТ. Эта скорость зависит от соотношения площади горящей поверхности заряда $S_{п.г}$ и площади свободного прохода газов $F_{св}$ в камере сгорания. Упомянутое соотношение учитывается параметром Ю. А. Победоносцева:

$$\kappa = \frac{S_{п.г}}{F_{св}}. \tag{6.6}$$

Многочисленными экспериментами установлено, что существует некоторое пороговое значение параметра Победоносцева $\kappa_{пор}$, начиная с которого развивается эрозионное горение ТРТ, т.е. проявляется зависимость скорости горения от скорости движения продуктов сгорания вдоль горящей поверхности. Функцию $\varphi(w)$ можно представить как функцию параметра κ:

$$\varphi(w) = 1 \qquad \text{при } \kappa < \kappa_{пор};$$

$$\varphi(w) = 1 + k_к(\kappa - \kappa_{пор}) \qquad \text{при } \kappa \geq \kappa_{пор}.$$

Таким образом, пороговое значение параметра Победоносцева $\kappa_{пор}$ и значение коэффициента эрозии $k_к$ зависят от состава топлива, давления в камере сгорания, формы топливного заряда и особенностей конструкции двигателя. Для баллиститных топлив

$$\kappa_{пор} = 100...150; \qquad k_к \approx 0{,}003.$$

Устойчивость процесса горения ТРТ определяется уровнем давления в камере сгорания. При уменьшении давления уменьшается коэффициент теплопередачи от горячего газа к горящей поверхности. При некотором значении давления подвод тепла к горящей поверхности оказывается недостаточным для обеспечения устойчивого горения. Горение приобретает неустойчивый, прерывистый или, как принято говорить, аномальный характер. Давление, при котором может возникнуть аномальное горение баллиститного топлива, составляет 3...4 МПа.

Закон горения твердого топлива (6.1) позволяет учитывать влияние на скорость горения независимо изменяющихся аргументов: $p_к$, $t_з$ и w. В реальном двигателе, при постоянной площади критического сечения сопла изменение скорости горения заряда, вызванное увеличением его начальной температуры, приведет к увеличению давления в камере сгорания. Рост давления, в свою очередь, вызывает увеличение скорости горения, что в итоге дает существенное расхождение законов скорости горения при изменении начальной температуры заряда.

На рис. 6.2 приведены законы горения твердого топлива при нормальной и при предельных температурах заряда РДТТ. В качестве нормальной температуры обычно принимают 20 С (или 15 С), а в качестве предельных значений задают -50 и +50 С (или -60 и +60 °С).

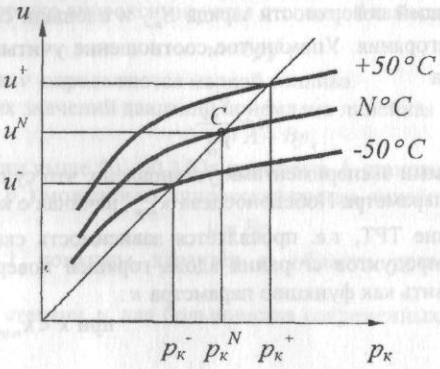


Рис. 6.2. Законы горения топлива при различных температурах заряда

Если задано время работы двигателя при нормальных условиях τ^N и известна форма заряда, то потребное значение скорости горения u^N легко определяется по зависимости

$$u^N = \frac{e}{\tau^N},$$

где e - начальная толщина свода заряда,

$$e = \frac{d_2 - d_1}{4}.$$

Войдя в график (рис. 6.2) с потребным значением u^N и проведя горизонталь до пересечения с кривой закона горения при нормальной температуре, получим точку С. Опустив из нее перпендикуляр, найдем давление $p_к^N$, обеспечивающее потребную скорость u^N.

Точка С характеризует установившийся режим работы двигателя при нормальных условиях. Если через эту точку и начало координат провести прямую, то точки ее пересечения с кривыми при других начальных температурах заряда позволят найти соответствующие сочетания скоростей горения и давлений в камере сгорания: $p_к^-$ и u^-, $p_к^+$ и u^+. Обоснование такого приема определения параметров процесса горения при изменении начальной температуры заряда приводится в учебниках по расчету и проектированию РДТТ. Оно основывается на равенстве

прихода и расхода газов в камере сгорания.

Таким образом, требование минимальной зависимости скорости горения топлива от начальной температуры заряда можно свести к требованию обеспечения минимума отношения u^+/u^-.

6.2. Воспламенение топливного заряда и инициирование воспламенителей

Для надежного воспламенения топливного заряда необходимо обеспечить нагрев его поверхности до температуры, превышающей температуру воспламенения, и создать необходимый подвод тепловой энергии к воспламеняемой поверхности.

Эта задача решается путем сжигания в камере сгорания воспламенительного состава. Температура продуктов его сгорания обеспечивает нагрев поверхности топливного заряда, а давление этих продуктов - интенсивность прогрева.

Температура воспламенения зависит, в первую очередь, от марки топлива. Для баллиститного топлива она составляет 180...220° С, для смесевого может быть существенно меньше. Давление продуктов сгорания воспламенителя должно быть не менее половины рабочего давления в камере сгорания.

В качестве воспламенительного состава обычно используют дымный ружейный порох (ДРП), который состоит из 75 % селитры, 15 % угля и 10 % серы.

Применяется также и крупнозернистый дымный порох (КЗДП) с диаметром зерен 6...8 мм. КЗДП используют в том случае, когда необходимо увеличить время горения воспламенительного состава. Скорость горения зерен дымного пороха составляет около 40 мм/с.

Масса воспламенительного состава (навески) зависит от площади поверхности горения топливного заряда, его температуры, свободного объема камеры сгорания, площади критического сечения сопла, марки топлива и конструктивных особенностей двигателя. Для приближенной оценки массы навески воспламенителя можно использовать эмпирическую зависимость:

$$m_в = \sqrt{S_{п.г} F_{кр.}},$$

где $m_в$ - масса навески воспламенителя, кг; $S_{п.г}$ - площадь поверхности горения, $м^2$; $F_{кр}$ - площадь критического сечения сопла, $м^2$.

Расчетное значение навески воспламенительного состава обычно уточняется экспериментально (рис. 6.3)

Воспламенительная навеска, помещенная в отдельный корпус, образует воспламенитель. Корпус воспламенителя может быть мешочком из ткани, например, перкаля. Однако такой корпус не обладает герметичностью, а порох, как известно, должен быть сухим, поэтому предпочтение отдается корпусам из алюминиевой фольги. Конструктивно корпус состоит из чашки и крышки (рис. 6.4).

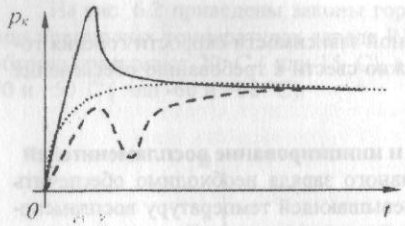


Рис. 6.3. Влияние массы воспламенительного состава на характер изменения давления в камере сгорания:
—— – избыточная масса воспламенителя;
– – – – оптимальная масса;
····· – недостаточная масса

Чашка соединяется с крышкой посредством завальцовки или диффузионной сварки. В завальцованной крышке делают центральное отверстие, через которое засыпается навеска пороха, после чего отверстие заклеивается герметичной пленкой. Диффузионная сварка производится при комнатной температуре. Детали предварительно очищаются, обезжириваются, а затем интенсивно сдавливаются. Сварка происходит за счет возникновения связей между атомами свариваемых деталей.

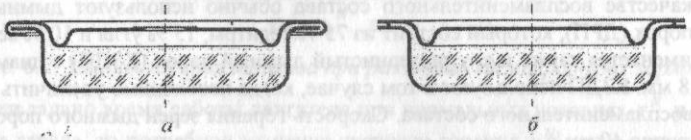


Рис. 6.4. Схемы воспламенителей: а - с завальцованной крышкой; б - с крышкой, установленной с помощью диффузионной сварки

При использовании воспламенителей с разрушающимся корпусом возможно неполное воспламенение пороховых зерен, особенно при большой массе навески и крупных зернах.

Для повышения надежности воспламенения крупногабаритных зарядов используют форкамерные воспламенители (рис. 6.5).

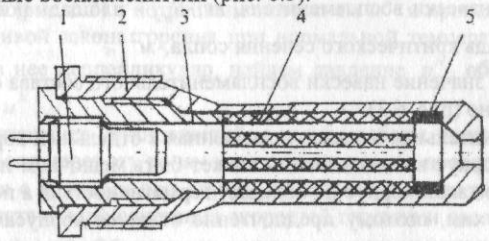


Рис. 6.5. Конструктивная схема форкамерного воспламенителя: 1 – пиропатрон; 2 – корпус; 3 – втулка; 4 – заряд; 5 – опорное кольцо

Форкамерный воспламенитель по своей сути является пороховым аккумулятором давления с малым временем работы. Заключенный в нем топливный заряд горит при давлении, превышающем рабочее давление в камере сгорания. Изменяя толщину свода воспламенительного заряда и площадь выходных отверстий корпуса воспламенителя, можно регулировать время его работы.

Для инициирования, то есть поджига воспламенителей, используют устройства, называемые электровоспламенителями. Основным элементом электровоспламенителя является нить накаливания, выполненная из материала с высоким удельным сопротивлением. Нить накаливания запрессовывается в инициирующий состав, в качестве которого используют, например, смесь бертолетовой соли с роданистым свинцом. Ток срабатывания электровоспламенителя обычно составляет 0,4...2,0 А, ток проверки целостности цепи воспламенения – 0,02 А.

В зависимости от массы инициирующего заряда электровоспламенители делят на электровоспламенители капельного типа (электрозапалы) и пиропатроны.

Электрозапалы (рис. 6.6) обладают малыми габаритными размерами, создают слабый тепловой импульс, поэтому их помещают внутри воспламенителя, а провода выводят к контактным узлам.

Пиропатроны, один из которых изображен на рис. 6.7, имеют достаточно широкую номенклатуру типоразмеров.

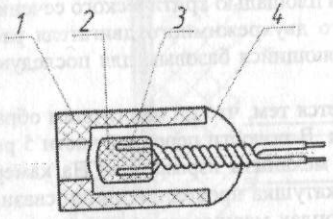


Рис. 6.6. Электровоспламенитель капельного типа (электрозапал): 1 – втулка; 2 – воспламенительный состав; 3 – мостик накаливания; 4 – мастика

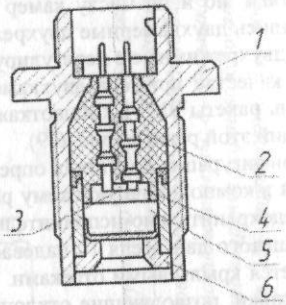


Рис. 6.7. Пиропатрон: 1 – корпус; 2 – узел контактов; 3 – нить накаливания; 4 – ТНРС (тринитрорезорцинат свинца); 5 – пиротехнический состав; 6 – форсажная втулка

6.3. Конструктивно-компоновочные схемы двигателей

Зависимость тяги двигателя ПТУР от времени носит ступенчатый характер. Нахождение тяги P в пределах ступени функции P(t) обычно называют режимом работы двигателя. Таким образом, можно сказать, что двигатели ПТУР являются многорежимными. Для ПТУР первого поколения наиболее характерны двухре-

жимные двигатели (рис.6.8, а), а для ПТУР второго и третьего поколений – трехрежимные (рис.6.8, б).

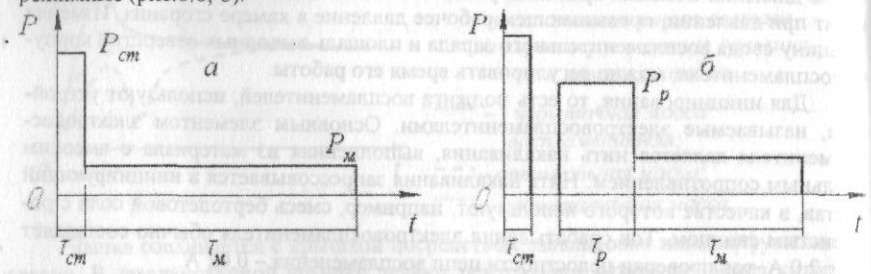


Рис. 6.8. Характер функции P(t) для ПТУР:
а – первого поколения; б – второго и третьего поколений

Топливные заряды, горящие при реализации нескольких режимов тяги, могут находится в отдельных камерах сгорания с установленными на них соплами, или могут быть размещены в общей камере и работать на единый сопловой блок.

Таким образом, можно классифицировать двигатели не только по числу режимов тяги, но и по числу камер сгорания. На ПТУР первого поколения чаще применялись двухкамерные двухрежимные двигатели и несколько реже – однокамерные двухрежимные с нерегулируемой площадью критического сечения сопла.

В качестве примера двухкамерного двухрежимного двигателя рассмотрим двигатель ракеты 9М14 «Малютка», являющийся базовым для последующих модификаций этой ракеты (рис. 6.9).

Конфигурация двигателя определяется тем, что он наилучшим образом вписывается в компоновочную схему ракеты. В полости передней части 5 располагается предохранительно-исполнительный механизм взрывателя. На камеру сгорания маршевого двигателя 10 надевается катушка проводной линии связи, которая закрывается крыльевыми отсеками. На соплах маршевого двигателя устанавливаются насадки, позволяющие отклонять вектор тяги в одной плоскости, а к фланцам, выполненным на корпусах сопел 13, крепятся гирокоординатор и блок рулевого привода, обеспечивающий отклонение насадков.

Все это на схеме не показано, чтобы не загромождать конструкцию двигателя. Но об этом следует сказать, чтобы подчеркнуть, что на конструкцию двигателей ПТУР накладывает отпечаток то обстоятельство, что они обычно располагаются в средней части ракеты, чтобы при выработке топлива центр масс ракеты перемещался бы как можно меньше.

Особенностью конструкции рассматриваемого двигателя является то, что стартовая камера сгорания 3 и маршевая камера 10 имеют общую крышку 3, через которую происходит их снаряжение топливными зарядами. Роль этой крышки играет передний блок 5 корпуса двигателя.

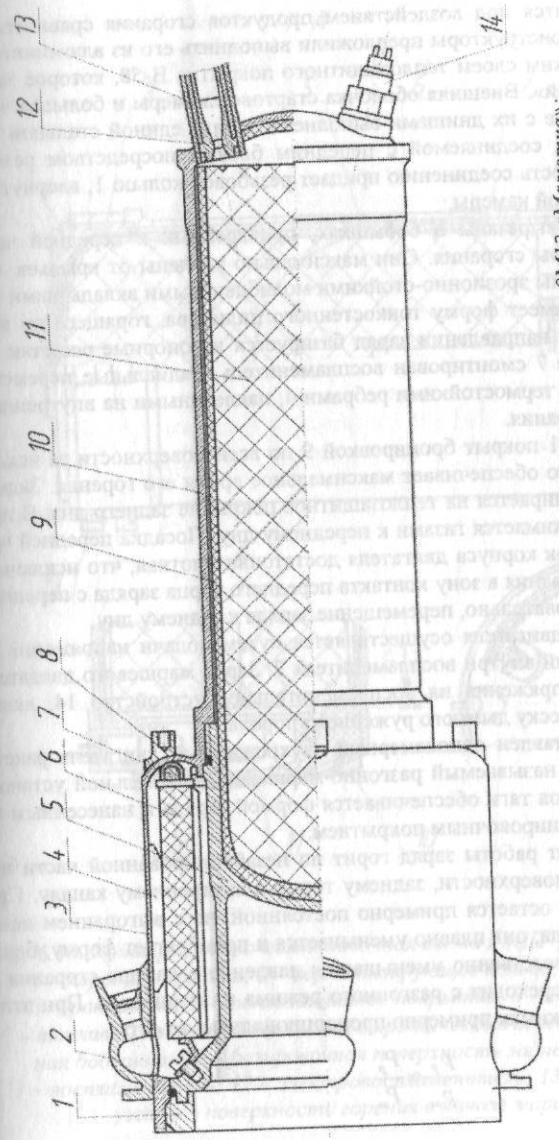


Рис. 6.9. Конструктивно-компоновочная схема двигателя ракеты 9М12 «Малютка»:
1 – резьбовое кольцо; 2 – сопло стартового двигателя; 3 – камера сгорания стартового двигателя;
4 – опорное ребро стартовой камеры; 5 – передний блок корпуса двигателя; 6 – стартовый заряд;
7 – задняя опорная решетка с воспламенителем; 8 – бобышка для крепления крыльевого отсека; 9 – бронировка маршевого заряда; 10 – камера сгорания маршевого заряда; 11 – маршевый заряд; 12 – эрозийно-стойкий вкладыш маршевого сопла; 13 – корпус сопла; 14 – воспламенительный узел маршевого двигателя

Этот блок находится под воздействием продуктов сгорания сравнительно малое время, поэтому конструкторы предложили выполнить его из алюминиевого сплава, покрыв его тонким слоем теплозащитного покрытия В-58, которое за его цвет называют «зеленкой». Внешняя оболочка стартовой камеры и большая часть маршевой камеры вместе с их днищами выполнены в виде единой стальной тонкостенной конструкции, соединяемой с передним блоком посредством резьбы. Дополнительную прочность соединению придает резьбовое кольцо 1, ввернутое в переднюю часть стартовой камеры.

Стартовые сопла вырезаны в бобышках, приваренных к передней части внешней оболочки камеры сгорания. Они максимально удалены от крыльев. Оба маршевых сопла снабжены эрозионно-стойкими молибденовыми вкладышами 12.

Стартовый заряд имеет форму тонкостенного цилиндра, горящего по всем поверхностям. В осевом направлении заряд базируется на опорные решетки. На задней опорной решетке 7 смонтирован воспламенитель. Радиальные перемещения заряда исключаются термостойкими ребрами 4, наклеенными на внутреннюю поверхность камеры сгорания.

Маршевый заряд 11 покрыт бронировкой 9 по всей поверхности за исключением заднего торца, что обеспечивает максимальное время его горения. Задний торец своим контуром опирается на теплозащитное покрытие заднего дна. В процессе горения заряд прижимается газами к переднему дну. Посадка передней части заряда в передний блок корпуса двигателя достаточно плотная, что исключает попадание продуктов сгорания в зону контакта переднего торца заряда с передним блоком двигателя, а следовательно, перемещение заряда к заднему дну.

Запуск стартового двигателя осуществляется путем подачи напряжения на электрозапал, помещенный внутри воспламенителя 7. Заряд маршевого двигателя поджигается подачей напряжения на воспламенительное устройство 14, включающее пиропатрон и навеску дымного ружейного пороха.

На рис. 6.10 представлен однокамерный двухрежимный двигатель ракеты 9М113 «Конкурс», иначе называемый разгонно-маршевой двигательной установкой. Наличие двух режимов тяги обеспечивается формой заряда и нанесенным на часть его поверхности бронировочным покрытием.

В начальный момент работы заряд горит по незабронированной части наружной цилиндрической поверхности, заднему торцу и внутреннему каналу. При этом поверхность горения остается примерно постоянной, но с выгоранием незабронированной части заряда, она плавно уменьшается и приобретает форму, близкую к сферической. Соответственно уменьшается давление в камере сгорания и тяга двигателя, который переходит с разгонного режима на маршевый. При этом давления и тяги на этих режимах примерно пропорциональны, то есть

$$\frac{p_p}{p_м} \approx \frac{P_p}{P_м}.$$

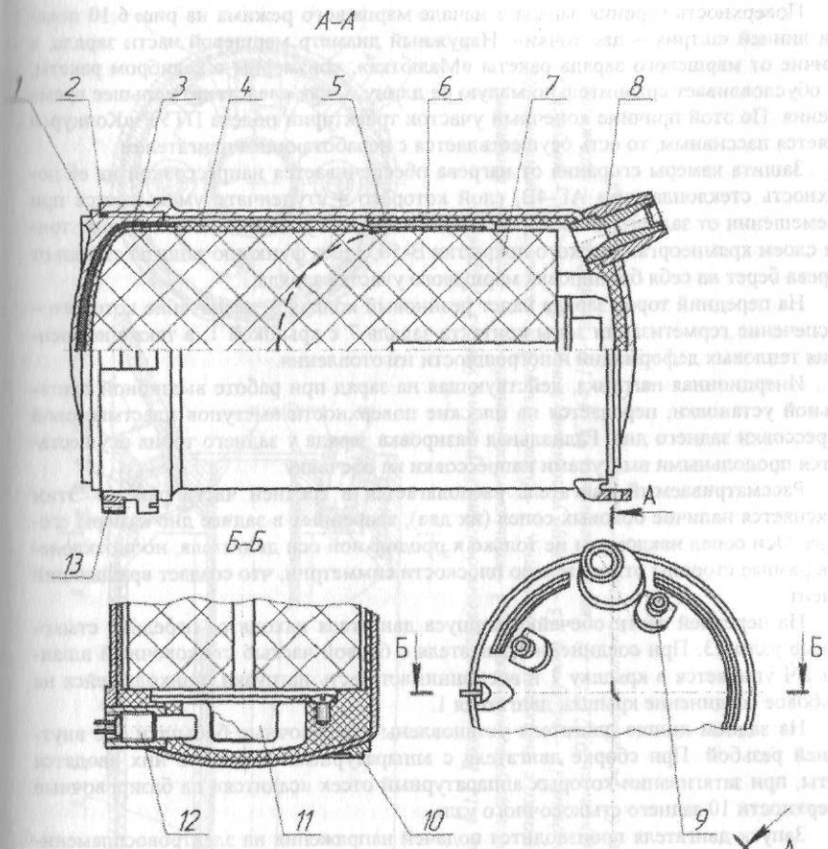


Рис. 6.10. Конструктивно-компоновочная схема РМДУ ракеты 9М113 «Конкурс»: 1 – передняя крышка; 2 – герметизирующее кольцо; 3 – резиновый колпак; 4 – бронировка; 5 – теплозащитное покрытие; 6 – корпус камеры сгорания; 7 – топливный заряд; 8 – вкладыш в критическом сечении; 9 – задняя стыковочная бобышка; 10 – базировочная поверхность заднего стыковочного узла; 11 – воспламенитель; 12 – электровоспламенитель; 13 – передний стыковочный узел; а – поверхность горения в начале маршевого режима

Поверхность горения заряда в начале маршевого режима на рис. 6.10 показана линией «штрих – две точки». Наружный диаметр маршевой части заряда, в отличие от маршевого заряда ракеты «Малютка», соизмерим с калибром ракеты, что обусловливает сравнительно малую ее длину и, как следствие, меньшее время горения. По этой причине конечный участок траектории полета ПТУР «Конкурс» является пассивным, то есть осуществляется с неработающим двигателем.

Защита камеры сгорания от нагрева обеспечивается напрессовкой на ее поверхность стеклопластика АГ-4В, слой которого 4 ступенчато уменьшается при перемещении от заднего дна к переднему. Последний участок камеры покрыт тонким слоем кремнеорганического покрытия В-58. Здесь функцию защиты стенки от нагрева берет на себя бронировка маршевого участка заряда.

На передний торец заряда надет резиновый колпак 3, назначение которого – обеспечение герметизации зоны контакта заряда 7 с крышкой 1, а также компенсация тепловых деформаций и погрешности изготовления.

Инерционная нагрузка, действующая на заряд при работе вышибной двигательной установки, передается на плоские поверхности выступов пластмассовой напрессовки заднего дна. Радиальная базировка заряда у заднего торца осуществляется продольными выступами напрессовки на обечайку.

Рассматриваемый двигатель располагается в средней части ракеты. Этим объясняется наличие боковых сопел (их два), вваренных в заднее дно камеры сгорания. Оси сопел наклонены не только к продольной оси двигателя, но и отклонены в разные стороны относительно плоскости симметрии, что создает вращающий момент.

На передней части обечайки корпуса двигателя находятся передние стыковочные узлы 13. При соединении двигателя с боевой частью стыковочный шпангоут БЧ упирается в крышку 1 и воспринимает часть нагрузки, приходящейся на резьбовое соединение крышки двигателя 1.

На заднем днище двигателя установлены стыковочные бобышки 9 с внутренней резьбой. При сборке двигателя с аппаратурным отсеком в них вводятся винты, при затягивании которых аппаратурный отсек «садится» на базировочные поверхности 10 заднего стыковочного узла.

Запуск двигателя производится подачей напряжения на электровоспламенитель 12, продукты сгорания которого пробивают корпус воспламенителя 11 и поджигают находящийся в нем дымный ружейный порох. Продукты его сгорания, в свою очередь, поджигают топливный заряд.

На рис. 6.11 представлена конструктивная схема разгонно-маршевого двигателя ракеты 9М133 комплекса «Корнет». Этот комплекс был принят на вооружение позже комплекса «Конкурс». Это обстоятельство не могло не отразиться на конструкции двигателя.

В первую очередь, следует отметить наличие в конструкции двигателя центральной трубы с внутренним диаметром около 40 мм. Она необходима для прохождения кумулятивной струи боевой части, расположенной за двигателем.

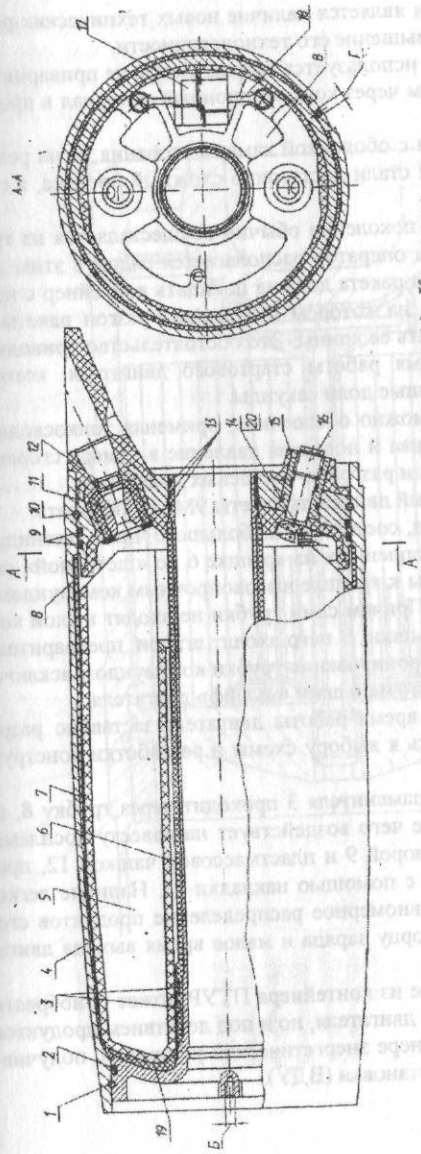


Рис. 6.11. Разгонно-маршевый двигатель ракеты 9М133 «Корнет»:
1 – скоба, 2 – кольцо уплотнительное, 3 – кольцо уплотнительное, 4 – камера с изоляцией,
5 – заряд 9Х981, 6 – крышка с изоляцией, 7 – полотно, 8 – блок сопловой, 9 – кольцо уплотнительное,
10 – скоба, 11 – вкладыш, 12 – заглушка, 13 – кольцо уплотнительное, 14 – винт, 15 – штуцер,
16 – электровоспламенитель 9Х237-1, 17 – воспламенитель 9Х344, 18 – накладка, 19 – манжета,
20 – шайба, Б – резьбовые отверстия, В – выступ, Г – резьбовые соединения

Второй особенностью двигателя является наличие новых технических решений, направленных в основном на повышение его технологичности.

При изготовлении двигателя не используется сварка. Сопла не приваривают-ся к заднему дну, а соединяются с ним через композиционный материал в процессе прессования.

Крышки двигателя соединяются с оболочкой камеры сгорания не на резьбе, нарезание которой на высокопрочной стали достаточно сложный процесс, а с использованием гибкой шпонки.

Пуск ПТУР второго и третьего поколения обычно осуществляется из траспортно-пусковых контейнеров причем оператор располагается рядом с этим контейнером. Для безопасности оператора ракета должна покидать контейнер с неработающим двигателем, то есть путь, на котором происходит разгон ракеты до дульной скорости, не должен превышать ее длины. Это обстоятельство приводит к существенному ограничению на время работы стартового двигателя, которое должно составлять сотые и даже тысячные доли секунды.

Такое время работы двигателя можно обеспечить, применяя тонкосводные заряды из быстрогорящих марок топлива и повышая давление в камере сгорания по сравнению с давлением в маршевых и разгонно-маршевых двигателях.

На рис. 6.12 представлен стартовый двигатель ракеты 9М133 «Корнет».

В этом двигателе применен заряд, состоящий из большого числа цилиндрических одноканальных трубок 14, закрепленных на крышке 6 по «щеточной» схеме. Это означает, что трубки приклеены к крышке высокопрочным компаундом и крышка с трубками похожа на щетку. Причем сами трубки не входят в слой компаунда, нанесенный на поверхность крышки. В него входят штыри, предварительно вклеенные в трубки. Недопущение бронирования трубки компаундом исключает фазу догорания топливных остатков и уменьшает «шлейф» двигателя.

Наличие ограничения сверху на время работы двигателя заставило разработчиков весьма ответственно отнестись к выбору схемы и разработки конструкции узла воспламенителя.

Огневой импульс от электровоспламенителя 3 проходит через трубку 8, не контактируя с основным зарядом, после чего воздействует на навеску воспламенителя 10, которая заключена между опорой 9 и пластмассовой чашкой 12, прикрепленной к сопловому дну двигателя с помощью накладки 11. Наличие легкодеформируемой чашки обеспечивает равномерное распределение продуктов сгорания воспламенительного состава по торцу заряда и малое время выхода двигателя на рабочий режим.

Необходимую скорость при выходе из контейнера ПТУР может приобрести не только под действием тяги стартового двигателя, но и под действием продуктов сгорания заряда установленной в контейнере энергетической установки, получившей название вышибной двигательной установки (ВДУ).

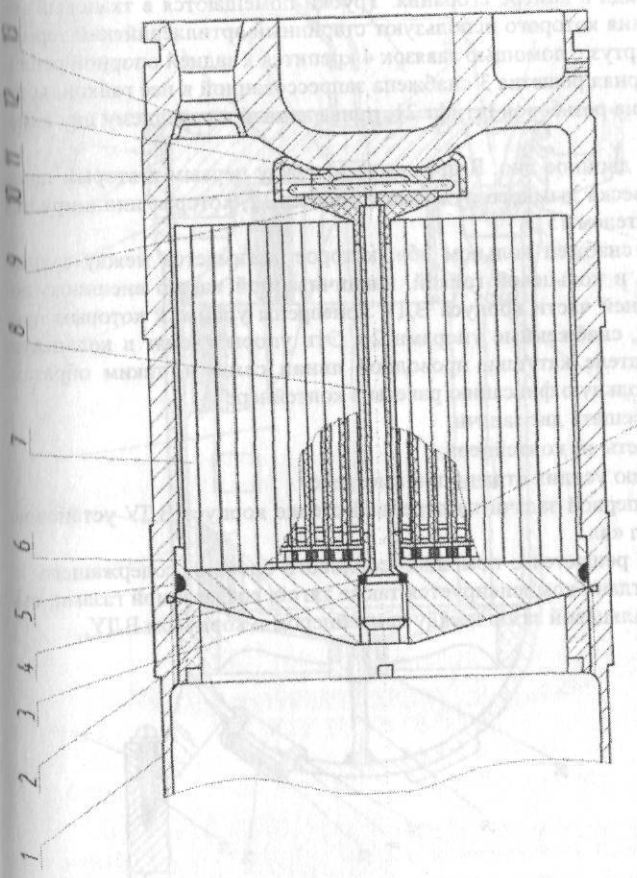


Рис. 6.12. Стартовый двигатель ПТУР 9М113 «Корнет»:
1 – корпус, 2 – гайка, 3 – электровоспламенитель 9Х284, 4,5 – кольцо уплотнительное, 6 – крышка, 7 – заряд 9Х282, 8 – трубка, 9 – опора, 10 – воспламенитель 9Х343, 11 – накладка, 12 – чашка; 13 – заглушка, 14 – трубка пороховая со штырем, А – отверстие сопловое

На рис. 6.13 приведена ВДУ ПТРК «Конкурс».

Топливный заряд, также как и в рассмотренном выше стартовом двигателе, состоит из тонкостенных трубок. Но, если заряд стартового двигателя горит в условиях больших осевых перегрузок $(n_x = 400...600)$ и на каждую трубку действует инерционная сила, равная произведению веса трубки на осевую перегрузку, то при работе ВДУ $n_x = 0$. Это позволяет применить другую конструкцию установки заряда в камере сгорания. Трубки помещаются в тканевый мешок, для обозначения которого используют старинный артиллерийский термин «картуз» 6. Этот картуз с помощью завязок 4 крепится к задней опорной решетке 7. Передняя опорная решетка 3 снабжена запрессованной в нее гайкой, которая навинчивается на резьбовой штифт 21, приваренный к переднему дну камеры сгорания 10.

Картуз имеет двойное дно. В промежуток между первым и вторым донышами засыпается навеска дымного ружейного пороха 12, которая инициируется электровоспламенителем 15.

Корпус ВДУ снабжен кольцом «б», которое зажимается между задним торцом контейнера и кольцевой гайкой, навинчиваемой на его внешнюю поверхность. К передней части корпуса ВДУ приварены упоры, к которым прикреплены стойки 1, снабженные упорами 26. Эти упоры входят в кольцевую проточку на обтекателе катушки проводной линии связи и, таким образом, обеспечивают продольную фиксацию ракеты в контейнере.

ВДУ должна решать две задачи:

– выброс ракеты из контейнера;

– компенсацию усилия отдачи при выстреле.

Для решения первой задачи на передней стенке корпуса ВДУ установлены 6 передних сопел «в».

Вторая задача решается с помощью соплового блока 8, содержащего 15 сопел «а». усилие отдачи компенсируется также тягой, создаваемой газами, вытекающими через кольцевой зазор между контейнером и корпусом ВДУ.

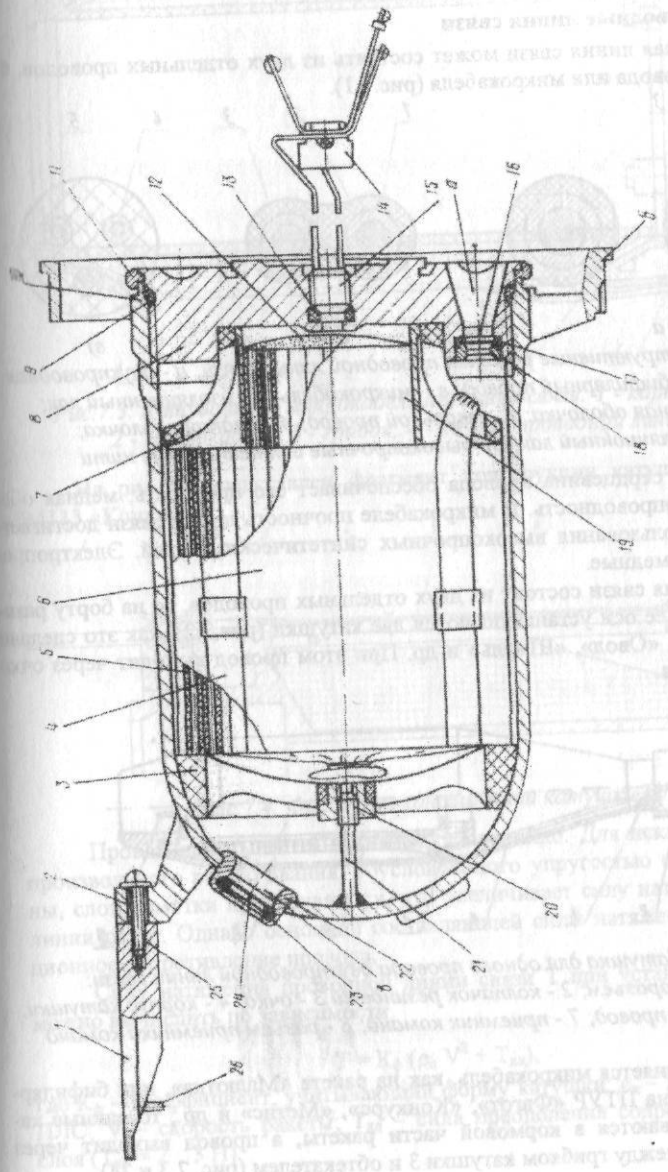


Рис. 6.13. Вышибная двигательная установка ПТРК «Конкурс».

1 – стойка; 2 - упор; 3 - передняя решетка; 4 - завязка; 5 - основной пороховой заряд 9Х180; 6 - картуз заряда; 7 -задняя решетка; 8 - сопловой блок; 9, 13 - уплотнительные прокладки; 10 - камера; 11 - кольцо; 12 - пороховой состав; 14 - контактный блок; 15 - электровоспламенитель; 16, 24 -мембраны; 18 - задний вкладыш; 17, 19, 23 - кольца; 20 - втулка; 21, 26 - штифты; 22 - передний вкладыш; 25 - винт; а - заднее сопло; б - кольцо; в - переднее сопло

7. Приборы систем управления

7.1. Проводные линии связи

Проводная линия связи может состоять из двух отдельных проводов, бифилярного провода или микрокабеля (рис.7.1).

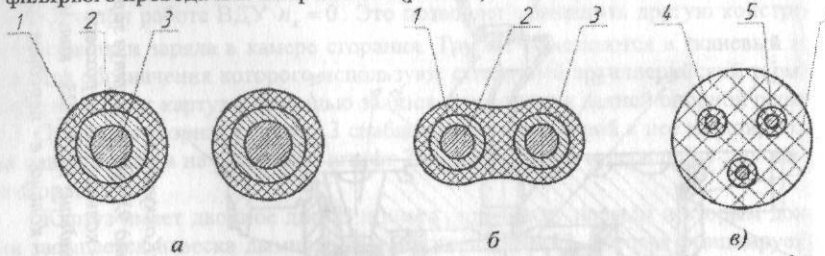


Рис.7.1. Конструктивные решения проводной линии связи: а - двухпроводная линия; б - бифилярный провод; в – микрокабель; 1 - изоляционный лак; 2 - медная оболочка; 3 - стальной провод; 4 - медная оболочка; 5 - изоляционный лак; 6 - высокопрочные синтетические нити

Стальная сердцевина провода обеспечивает его прочность, медная оболочка – электропроводность. В микрокабеле прочность линии связи достигается за счет использования высокопрочных синтетических нитей. Электропроводные жилы – медные.

Если линия связи состоит из двух отдельных проводов, то на борту ракеты под углом к ее оси устанавливаются две катушки (рис.7.2), как это сделано на ПТУР SS-10, «Овод», «Шмель» и др. При этом провод выходит через очко корпуса катушки.

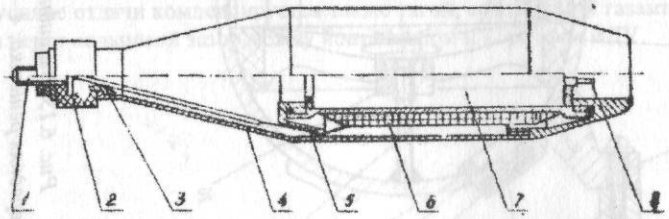


Рис.7.2. Катушка для одного провода двухпроводной линии связи: 1 - электроразъем; 2 - колпачок резиновый 3 - очко; 4 - корпус катушки; 5 - грибок; 6 - провод; 7 - приемник команд; 8 - разъем приемника команд

Если применяется микрокабель, как на ракете «Малютка», или бифилярный провод, как на ПТУР «Фагот», «Конкурс», «Метис» и др., то единые катушки устанавливаются в кормовой части ракеты, а провод выходит через кольцевой зазор между грибком катушки 3 и обтекателем (рис. 7.3 и 74).

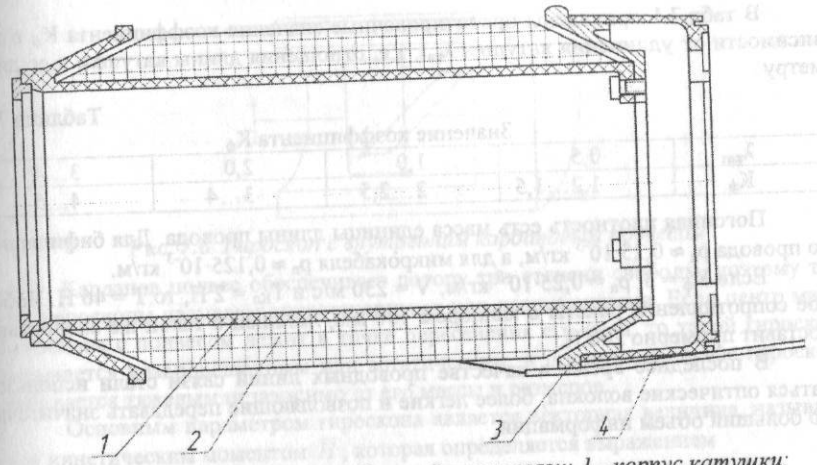


Рис.7.3. Катушка для микрокабельной линии связи: 1 - корпус катушки; 2 - микрокабель; 3 - грибок; 4 - качало проводной линии связи

На рис.7.4 представлен фрагмент конструкции катушки ПЛС ракеты 9М113 «Конкурс».

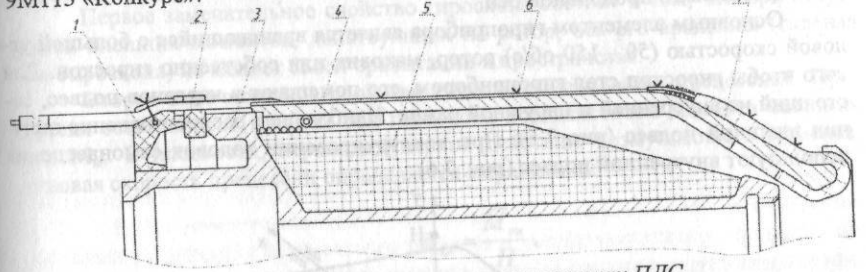


Рис.7.4. Фрагмент конструкции катушки ПЛС

Провод наматывается на катушку послойно. Для исключения его самопроизвольного разматывания, обусловленного упругостью стальной сердцевины, слои намотки проклеиваются, что увеличивает силу натяжения проводной линии связи. Однако основной составляющей силы натяжения является инерционное сопротивление провода.

Силу натяжения проводной линии связи Т при установившемся полете можно вычислить по зависимости

$$T = K_ф (\rho_п V^2 + T_{кл}), \qquad (7.3)$$

где $K_ф$ – коэффициент, учитывающий форму катушки; $\rho_п$ – погонная плотность ПЛС; V – скорость ракеты; $T_{кл}$ – сила преодоления сопротивления клеевого слоя ($T_{кл}$ = 2…3 Н).

В табл.7.1 приведены ориентировочные значения коэффициента $K_ф$ в зависимости от удлинения катушки $\lambda_{кат}$, т.е. отношения длины катушки к ее диаметру.

Таблица 7.1

Значение коэффициента $K_ф$

$\lambda_{кат}$	0,5	1,0	2,0	3…4
$K_ф$	1,2…1,5	2…2,5	3…4	4…5

Погонная плотность есть масса единицы длины провода. Для бифилярного провода $\rho_п \approx 0{,}25 \cdot 10^{-3}$ кг/м, а для микрокабеля $\rho_п \approx 0{,}125 \cdot 10^{-3}$ кг/м.

Если $K_ф = 3$, $\rho_п = 0{,}25 \cdot 10^{-3}$ кг/м, V = 230 м/с и $T_{Кл} = 2$ Н, то T = 46 Н. Лобовое сопротивление ракеты с калибром 150 мм, летящей с такой же скоростью, составит примерно 200 Н.

В последнее время в качестве проводных линий связи стали использоваться оптические волокна, более легкие и позволяющие передавать значительно больший объем информации.

7.2. Гироскоп

На борту всех телеуправляемых ПТУР, за исключением отечественных ракет семейства «Метис», установлены гироскопические приборы, предназначенные для измерения углового движения ракеты, в первую очередь ее вращения относительно продольной оси.

Основным элементом гироприбора является вращающийся с большой угловой скоростью (50…150 об/с) ротор, маховик или собственно гироскоп. Для того чтобы гироскоп стал гироприбором, его помещают в карданов подвес, состоящий из внутренней и наружной рамок. Наибольшее распространение получил внешний подвес (рис. 7.5). При конструировании головок самонаведения используют внутренний подвес (рис. 7.6).

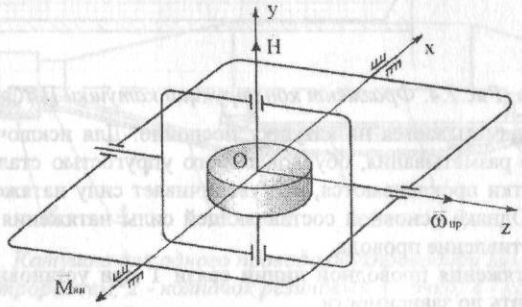


Рис. 7.5. Гироскоп с внешним кардановым подвесом

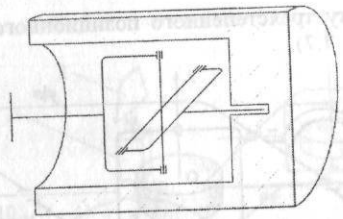


Рис. 7.6. Гироскоп с внутренним кардановым подвесом

Карданов подвес обеспечивает ротору три степени свободы, поэтому такие гироскопы называют трехстепенными или позиционными. Если центр масс гироскопа с подвесом лежит в точке пересечения его осей, то такой гироскоп называется уравновешенным или астатическим, в противном случае гироскоп называется тяжелым независимо от его массы и размеров.

Основным параметром гироскопа является векторная величина, называемая кинетическим моментом $\bar{H}$, которая определяется выражением

$$\bar{H} = J_y \bar{\Omega},$$

где J_y – полярный момент инерции ротора относительно оси динамической симметрии Оу, а $\bar{\Omega}$ – угловая скорость осевого вращения ротора.

Первое замечательное свойство гироскопа состоит в том, что при отсутствии внешних моментов, действующих на ротор, ось его вращения (главная ось гироскопа) не меняет своей ориентации в пространстве.

Второе замечательное свойство гироскопа называется прецессией. Прецессия есть поворот главной оси гироскопа под действием момента внешних сил $M_{вн}$. В плоскости, перпендикулярной действию возмущающего момента, угловая скорость прецессии определяется выражением

$$\bar{\omega}_{пр} = \frac{\bar{M}_{вн}}{H}.$$

Направление вектора $\bar{\omega}_{пр}$ таково, что, глядя из его вершины, можно совместить по кратчайшему пути вектор $\bar{H}$ с вектором $\bar{M}_{вн}$, вращая вектор $\bar{H}$ против часовой стрелки. Это свойство гироскопа обычно используется в двухстепенных гироскопах, состоящих из ротора и только одной рамки. Такие гироскопы называются скоростными. Они применяются в качестве датчиков частоты вращения ракеты.

Трехстепенные гироскопы используются на ПТУР в двух качествах:

1. В качестве датчика угла крена на ракетах, имеющих систему автоматической стабилизации по каналу крена.

2. В качестве координатора, т.е. устройства, «запоминающего» систему координат командного пункта при вращении ракеты относительно продольной оси.

Рассмотрим работу трехстепенного позиционного гироскопа в качестве датчика угла крена (рис. 7.7).

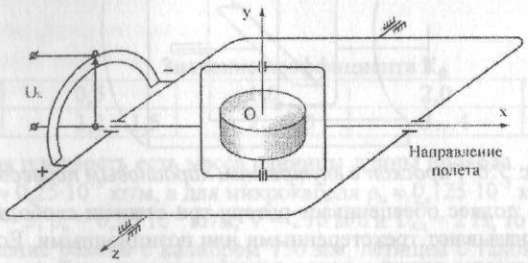


Рис. 7.7. Схема гироскопического датчика крена

На внешней рамке гироскопа устанавливается потенциометр, форма которого – половина дуги окружности. Он запитывается постоянным напряжением так, что в средней части потенциометра напряжение равно нулю.

Токосъемник крепится на оси внутренней рамки гироскопа. При повороте ракеты относительно продольной оси *ox* вместе с ней вращается корпус потенциометра, и токосъемник снимет с него напряжение $U_{кр}$, величина и знак которого указывает на величину и направление угла крена. Это напряжение соответствующим образом обрабатывается и в итоге трансформируется в управляющие сигналы для рулевого привода. Пара рулей отклоняется в противоположные стороны и возникает момент, направленный в сторону, противоположную возникшему углу крена.

При вращении ракеты относительно продольной оси возникает задача подачи команд по тангажу и курсу на те рули, которые при существующем угле крена могут ее выполнить. Эта задача решается с помощью гироскопического координатора (рис.7.8), выполненного на базе трехстепенного свободного гироскопа.

На корпусе этого прибора, соединенного с корпусом ракеты, устанавливается коллекторное кольцо 4, состоящее из четырех изолированных друг от друга ламелей. Токосъемники каналов тангажа 8 и курса 10 вместе с контактными кольцами 7 и 9 соответствующих каналов крепятся на оси внешней рамки гироскопа и не вращаются вместе с корпусом.

Командные напряжения $U_к$ и $U_т$ подаются на соответствующие скользящие контакты 5 и 6, а с них – на контактные кольца 9 и 7. С кольцами соединены токосъемники 10 и 8, передающие напряжение на те ламели, с которыми они в данный момент контактируют. С каждой ламели командное напряжение подается на связанный с ней блок отклонения руля 1, который производит обработку принятого сигнала и осуществляет отклонение руля. Конструктивно блоки 1 могут быть объединены в одно устройство, которое будет вырабатывать управляющие сигналы для рулевых машинок рулей.

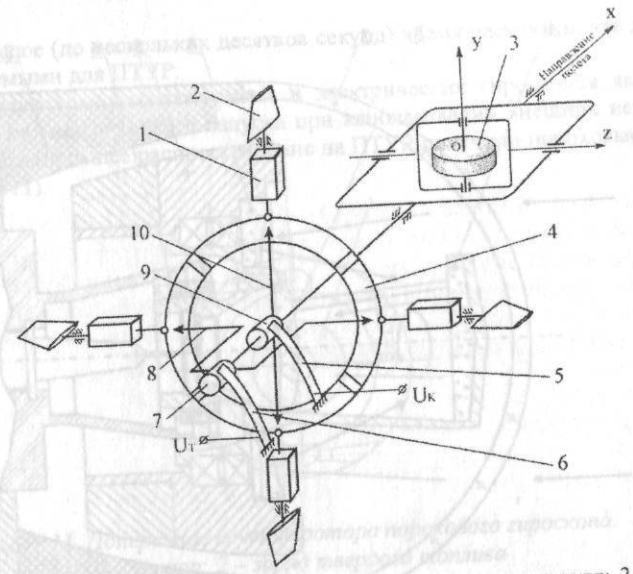


Рис. 7.8. Схема гирокоординатора: 1 – блок отклонения руля; 2 – руль; 3 – трехстепенной гироскоп; 4 – коллекторное кольцо; 5 – скользящий контакт цепи канала курса; 6 – скользящий контакт цепи канала тангажа; 7 – контактное кольцо канала тангажа; 8 – токосъемник канала тангажа; 9 – контактное кольцо канала курса; 10 – токосъемник канала курса

Гирокоординатор осуществляет перевод команд управления из системы координат, связанной с командным пунктом, в систему координат, связанную с ракетой.

Между моментом получения команды и моментом начала ее выполнения проходит какое-то время, за которое ракета успеет повернуться относительно продольной оси на угол γ_0. Для учета этого запаздывания по фазе коллекторное кольцо при изготовлении гироскопа повертывается на угол γ_0 в направлении вращения ракеты.

На базе трехстепенного гироскопа выполняются и гирокоординаторы головок самонаведения (ГСН). Принципиальная схема такого гирокоординатора представлена на рис. 7.9.

Для подготовки гироскопа к работе нужно раскрутить ротор, после чего освободить (разарретировать) рамки, которые во время его раскрутки жестко связаны с корпусом прибора (заарретированы).

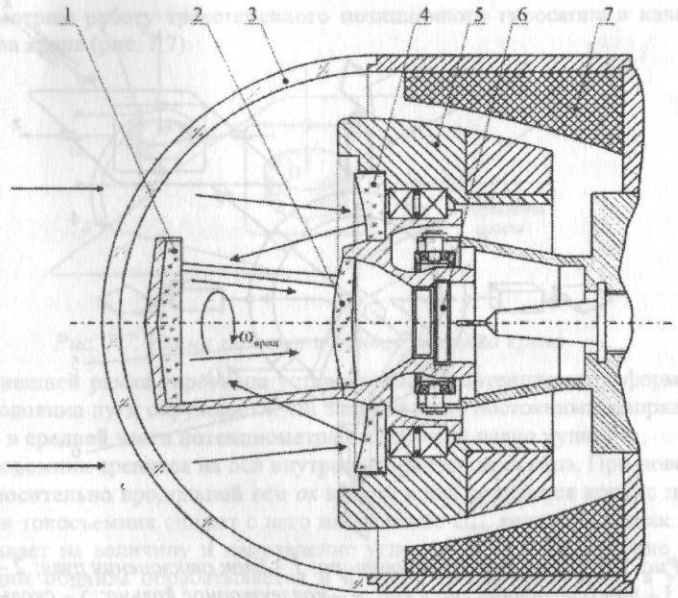


Рис. 7.9. Конструктивная схема пассивной ТГСН: 1, 4 – вторичное и первичное зеркала; 2– линза объектива; 3 – обтекатель; 5 – гироскоп; 6 – охлаждаемый фотоприемник; 7 – устройство коррекции

Существует несколько способов раскрутки ротора и обычно этот способ кладут в основу классификации гироскопов (рис.7.10).

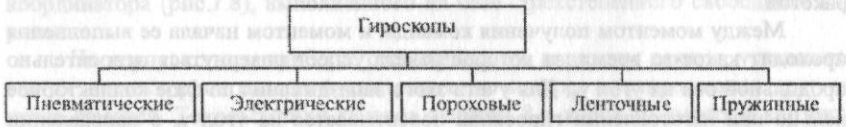


Рис. 7.10. Классификация гироскопов по принципу раскрутки ротора

Роторы пневматических гироскопов имеют на боковой поверхности внутренние лопатки, на которые подается сжатый до высокого давления (10…20 МПа) воздух, вызывающий раскрутку ротора. Пневматические гироскопы не нашли применения в конструкциях ПТУР, т.к. требуют большой массы ротора и длительного времени раскрутки.

В электрических гироскопах используются электродвигатели, выполненные по обращенной схеме. В этих двигателях ротор вращается вокруг расположенного в центре статора. Ротор двигателя является одновременно и ротором гироскопа. Обычно это электродвигатели переменного тока, двух- или четырехполюсные, обеспечивающие n = 400…1000 об/с. Двигатели постоянного тока дают только 200…300 об/с. Недостатком электрических гироскопов также

является большое (до нескольких десятков секунд) время раскрутки, что делает их неприемлемыми для ПТУР.

Преимуществом пневматических и электрических гироскопов является возможность их многократного запуска при использовании внешних источников энергии. Наибольшее распространение на ПТУР получили пороховые гироскопы (рис. 7.11).

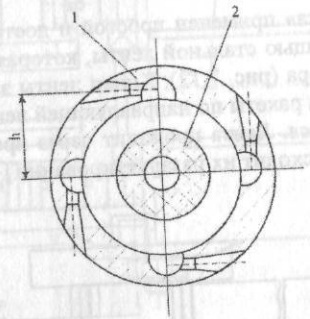


Рис. 7.11. Поперечное сечение ротора порохового гироскопа: 1 – ротор; 2 – заряд твердого топлива

При воспламенении заряда твердого топлива продукты сгорания истекают через тангенциальные сопла и создают вращающий момент, раскручивающий ротор до требуемой угловой скорости. Время горения заряда 0,2…0,5с. В дальнейшем ротор вращается по инерции или, как принято говорить, «на выбеге».

Наличие аэродинамического сопротивления, трения в подшипниках и на потенциометрах приводит к тому, что ось ротора прецессирует, т.е. отклоняется от вертикали. В этом случае говорят об «уходе» гироскопа. Для ПТУР допустимый угол «ухода» за все время полета составляет около 5°.

Массу топлива для порохового гироскопа с заданным значением кинетического момента H можно найти из условия равенства кинетического момента импульсу вращающего реактивного момента:

$$H = \eta n P h \tau, \qquad (7.8)$$

где η – коэффициент полезного действия; n – число сопел; P – тяга каждого сопла; h – плечо силы тяги; τ – время горения заряда.

Используем условие равенства импульса топлива импульсу тяги

$$m_т P_{уд} = nP\tau, \qquad (7.9)$$

где $m_т$ – масса топлива; $P_{уд}$ – удельная тяга двигателя.

Из формул (7.5) и (7.4) получим

$$m_T = \frac{H}{\eta h P_{уд}}.$$

Например, если H = 0,2 кг м^2/с, η = 0,9, h = 0,015 м и $P_{уд}$ = 2000 м/с,

то $$m_T = \frac{0{,}2}{0{,}9 \cdot 0{,}015 \cdot 2000} = 0{,}0074 \ кг.$$

На ПТУР «Малютка» применен простой и достаточно надежный способ раскрутки ротора с помощью стальной ленты, которая наматывается в проточку на средней части ротора (рис. 7.12). Конец ленты закрепляется на пусковой установке. При движении ракеты по направляющей лента сматывается с ротора и заставляет его вращаться. Лента проходит через прорези в рамках и при ее полном сматывании происходит их разарретирование.

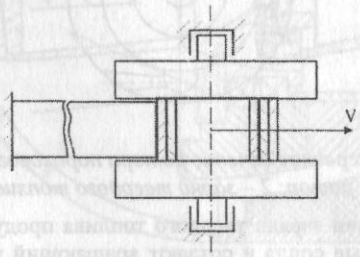


Рис. 7.12. Схема раскрутки ротора с помощью ленты

Частота вращения ротора определяется скоростью схода с направляющей V и диаметром проточки ротора d:

$$n = \frac{V}{\pi d}.$$

Если V = 15 м/с, а d = 0,01м, то

$$n = \frac{15}{3{,}14 \cdot 0{,}01} = 480 \ об/с$$

В последние годы широкое применение находят гироскопы, в которых для раскрутки ротора применяется предварительно заведенная спиральная пружина. На рис. 7.13 приведена конструктивная схема ротора с внутренней рамкой. Эта пара называется гироузлом.

Пружина в верхней части гироузла соответствует заведенному положению. Начало пружины приклепано заклепкой 1 к стенке ротора 5, а штифт 3, установленный в конце пружины, входит в глухое отверстие детали 4, играющей роль внутренней рамки. После того, как убирается стопор (на схеме не показан), пружина раскручивается и разгоняет ротор гироскопа. При этом сама становится элементом ротора, увеличивая массу, а следовательно, и его кинетический момент.

На нижней части ротора пружина показана в конечном положении, когда ротор набрал максимальную частоту вращения и штифт 3 вышел из зацепления.

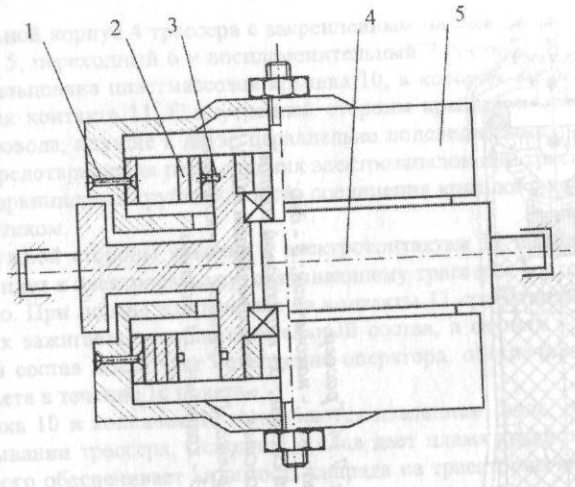


Рис. 7.13. Конструктивная схема пружинного гироузла: 1 – заклепка; 2 – пружина; 3 – штифт; 4 – внутренняя рамка гироскопа; 5 – ротор

Пружина является плохим аккумулятором энергии. Ее удельная энергия составляет около 0,5 кДж/кг. У твердого топлива этот показатель – 5000 кДж/кг. Однако после раскрутки ротора пружина становится частью гироскопа.

В отличие от порохового, пружинный гироскоп не выделяет продуктов сгорания и не вызывает проблем с их отводом и загрязнением соседних блоков.

7.3. Трассеры

Для обеспечения слежения за ракетой в процессе полета, т.е. для обеспечения ее контрастности применяют устройства, называемые трассерами. Их располагают в донной части корпуса или на крыльях. Трассер должен обеспечивать устойчивую наблюдаемость ракеты при сохранении видимости цели, т.е. он не должен слепить оператора. Для выполнения этого условия подбирают оптимальную силу света трассера или применяют трассеры, имеющие дневной (яркий) и ночной (слабый) режимы работы.

На первых ПТУР устанавливались пиротехнические трассеры. На рис. 7.14 показан пиротехнический трассер ракеты «Малютка».

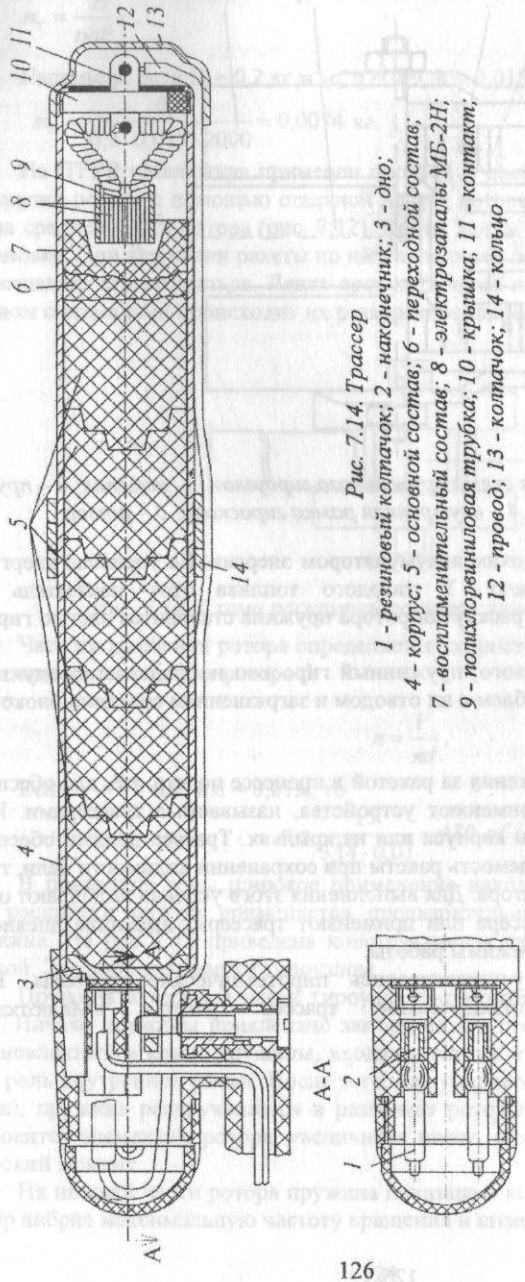


Рис. 7.14. Трассер

1 - резиновый колпачок; 2 - наконечник; 3 - дно; 4 - корпус; 5 - основной состав; 6 - переходной состав; 7 - воспламенительный состав; 8 - электрозапалы МБ-2Н; 9 - полихлорвиниловая трубка; 10 - крышка; 11 - контакт; 12 - провод; 13 - колпачок; 14 - кольцо

В стальной корпус 4 трассера с закрепленным на нем дном 3 запрессованы основной 5, переходный 6 и воспламенительный 7 составы. В задней части трассера завальцована пластмассовая крышка 10, в которой заармированы два электрических контакта 11. С внутренней стороны крышки к этим контактам припаяны провода, идущие к двум, параллельно подсоединенным электрозапалам 8. Для предотвращения перемещения электрозапалов при тряске на них надета полихлорвиниловая трубка 9. Место соединения крышки с корпусом заливается герметиком.

С наружной стороны крышки к электроконтактам 11 подпаяны провода 12, которые идут к электроразъему, связывающему трассер с бортовой электрической сетью. При подаче напряжения на контакты 11 срабатывают электрозапалы, от них зажигается воспламенительный состав, а от него – переходный. Переходный состав исключает ослепление оператора, обеспечивая уменьшенную силу света в течение 1с полета.

Крышка 10 и колпачок 13 вышибаются давлением газов, образующихся при срабатывании трассера. Основной состав дает пламя красного цвета, сила света которого обеспечивает видимость снаряда на траектории на удалении до 3000 м. В состав топлива входят стронций, азотнокислый натрий, магниевый порошок, сосновая канифоль и другие компоненты. Пламя трассера красного цвета.

Основными недостатками пиротехнических трассеров является то, что они не только светят, но и дымят, а также то, что образованные ими шлаки могут пережечь линию проводной связи.

При разработке ПТУР второго поколения, слежение за которыми осуществляется оптико-механическими пеленгаторами, была сделана ставка на использование электрических трассеров. Электрическому трассеру дали довольно неудачное название «лампа-фара». Как известно, фара освещает дорогу перед транспортным средством, т.е. светит вперед, а не назад. Поэтому в дальнейшем тексте будем использовать термин «лампа-трассер», а не «лампа-фара». Лампа-трассер ПТУР «Конкурс» приведена на рис. 7.15.

Электрическая лампа 11 располагается в фокусе гиперболического отражателя 13. Для исключения его «запотевания» при низких температурах в опоре 1 просверлены отверстия *б*, через которые проходят продукты сгорания заряда вышибной двигательной установки (ВДУ) и подогревают его наружную поверхность. Для защиты внутренней поверхности отражателя от копоти, вызванной теми же продуктами, предусмотрены створки 3. В исходном состоянии они закрывают отражатель и под действием пружин стремятся открыться, повернувшись относительно оси 6. Но этому препятствуют прокладки, выполненные из нитропленки. Продукты сгорания заряда ВДУ воспламеняют прокладки, но створки по-прежнему остаются закрытыми в результате давления раскаленных газов. И только после вылета из контейнера и сброса давления со створок последние открываются и начинается излучение лампы-трассера.

Поверхность колбы лампы покрывается специальным составом, легко пропускающим ИК-излучение и частично поглощающим излучение видимого диапазона.

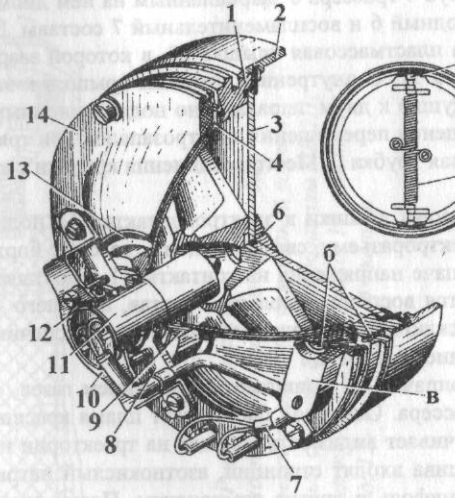


Рис. 7.15. Лампа-трассер: 1 - опора; 2 - козырек; 3 - створка; 4 - упор; 5 и 10 - пружины; 6 - ось;7 - провод; 8 - основание; 9 - фланец; 11 - лампа; 12 - патрон; 13 - отражатель; 14 - кожух; б - отверстия; в — прилив

Напряжение на нить накаливания подается еще до старта, для того, чтобы исключить ее обрыв под действием инерционных сил, возникающих при выстреле. Хрупкость нити повышается при стрельбе при низких температурах.

В табл. 7.2 приведены параметры некоторых известных пиротехнических трассеров, а в табл. 7.3 - параметры трассеров, установленных на некоторых ПТУР. Малая мощность ламп-трассеров ракет «Кастет» и «Инвар» объясняется тем, что они наводятся по лучу лазера и трассер не участвует в работе системы наведения. Он только обеспечивает визуальный контроль оператора за полетом ракеты.

Таблица 7.2

Параметры некоторых пиротехнических трассеров

Индекс трассера	Дальность применения, м	Диаметры: внутренний/ наружный, мм	Сила света, кд	Время горения, с	Скорость горения, мм/с	Скорость полета ракеты, м/с
Т-14	—	12/14	9000	11,0	4	—
Т-16	1700	13,5/16	15000	18,0	4,2	100
Т-17	2300	15/17	18000	30,0	3,8	115
Л-16	3000	14/16	18000	10,0	6,0	900
Т-21	3000	18/21	30000	25,0	4,3	140

Таблица 7.3

Параметры трассеров, установленных на некоторых ракетах

ПТУР	Метис 9М116	Метис-М 9М131	Конкурс 9М113	Конкурс-М 9М113-М	Кастет 9М117	Инвар 9М119
Тип трассера	пиротехнический	пиротехнический	лампа-трассер	лампа-трассер	лампа-трассер	лампа-трассер
Сила света, Кд	2000	2000	2610	10000	—	—
Время работы, с	9	9	30	24	18,5	17,6
Масса, г	50	50		230	15	15
Габаритные размеры, мм			∅95×65	∅95×65	∅30×35	∅33×30
Мощность, Вт	—	—	100	100	20	20
Напряжение, В	—	—	13,5	13,5	12	12

В зарубежных изделиях широко используются лазерные трассеры, представляющие собой малогабаритные полупроводниковые лазеры с модулированным излучением, что позволяет значительно повысить устойчивость работы системы управления при воздействии оптических помех.

8. Приводы органов управления

Исполнительными элементами системы управления являются силовые приводы органов управления (как аэродинамических, так и газодинамических). Принципиальная схема силового привода приведена на рис. 8.1.

Рис. 8.1. Принципиальная схема привода рулей: 1 – сигнал управления; 2 – усилитель-преобразователь; 3 – приводной двигатель, 4 – источник энергии; 5 – механизм управления

Главной его частью является приводной двигатель 3 (силовой цилиндр, электромагнит), работающий в соответствии с сигналами управления 1. Эти сигналы должны быть предварительно усилены и преобразованы в блоке 2 (распределителе напряжения или рабочего тела). Чаще всего усилитель-преобразователь 2 и приводной двигатель 3 конструктивно выполняются в виде одного агрегата, называемого рулевой машинкой. Механизм управления 5 предназначен для передачи усилия от рулевой машинки к рулю. Основными элементами его являются рычаги, тяги, кронштейны, качалки и различные направляющие устройства.

В зависимости от типа приводного двигателя и используемого рабочего тела различают различные виды привода органов управления ПТУР (рис. 8.2).

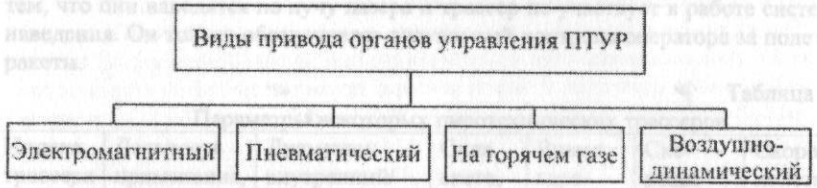


Рис. 8.2. Классификация привода органов управления ПТУР

8.1. Режимы работы органов управления

Можно выделить два основных режима работы органов управления и их приводов: линейный и релейный.

При реализации линейного режима орган управления может отклоняться на любой угол из заданного диапазона угла отклонения и удерживать этот угол требуемое время.

При релейном режиме работы орган управления может перебрасываться из одного крайнего положения в другое и может удерживаться в этих положениях нужное время. Режимы работы линейного и релейного приводов приведены на рис. 8.3.

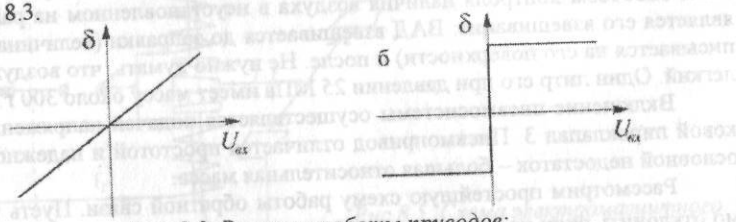


Рис. 8.3. Режимы работы приводов: а – линейный; б – релейный

Линейный привод реагирует на знак и величину входного управляющего сигнала $U_{вх}$, а релейный – только на знак.

Непременным условием обеспечения линейного режима работы являются наличие обратной связи между усилителем-преобразователем 2 (рис. 8.1) и рулем или поршнем рулевой машинки.

8.2. Пневматический привод органов управления

Рабочим телом и источником энергии пневмопривода является сжатый воздух. Его запас находится на борту ракеты в баллонах, обычно имеющих форму сферы и называемых воздушными аккумуляторами давления (ВАД) (рис.8.4).

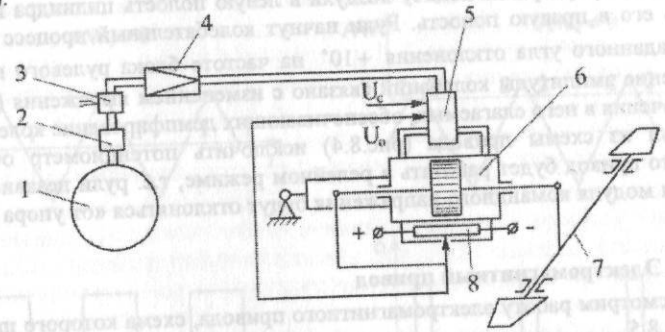


Рис. 8.4. Схема пневмопривода: 1 – воздушный аккумулятор давления (ВАД); 2 – заправочный узел; 3 – пусковой пироклапан; 4 – редуктор; 5 – распределительное устройство (золотник); 6 – рулевая машинка; 7 – вал рулей; 8 – потенциометр обратной связи

Сферические баллоны наиболее выгодны в весовом отношении, однако из соображений компоновки иногда целесообразно делать торовые или цилиндрические баллоны со сферическими днищами.

Давление в ВАДе составляет 25…30 МПа, а давление воздуха в рулевой машинке – около 0,5 МПа. Поэтому в состав пневмосистемы входит редуктор 4. Для заправки баллона и контроля давления служит зарядное устройство 2. Простым способом контроля наличия воздуха в неустановленном на ракете ВАДе является его взвешивание. ВАД взвешивается до заправки (величина массы записывается на его поверхности) и после. Не нужно думать, что воздух такой уж легкий. Один литр его при давлении 25 МПа имеет массу около 300 г.

Включение пневмосистемы осуществляется подачей напряжения на пусковой пироклапан 3. Пневмопривод отличается простотой и надежностью. Его основной недостаток – большая относительная масса.

Рассмотрим простейшую схему работы обратной связи. Пусть необходимо отклонить рули на угол $\delta = +10^\circ$. Для этого на распределительное устройство 5 подается командное напряжение +10 В. При положительном знаке командного напряжения срабатывает клапан распределителя и начинается подача воздуха в левую полость цилиндра рулевой машинки. Поршень перемещается вправо. Одновременно с ним начинает перемещаться движок потенциометра обратной связи, последовательно снижая напряжение обратной связи U_o, которое приобретает значения 0, -1, -2, -3 В и т.д. Входной сигнал распределителя 5 складывается из командного напряжения U_c и напряжения обратной связи U_o, то есть

$$U_{вх} = U_c + U_o. \qquad (8.1)$$

Как только U_o превысит – 10 В, входной сигнал станет отрицательным и переключатель прекратит подачу воздуха в левую полость цилиндра и начнет подавать его в правую полость. Рули начнут колебательный процесс относительно заданного угла отклонения $+10^\circ$ на частоте блока рулевого привода. Уменьшение амплитуды колебаний связано с изменением выражения (8.1) путем включения в него слагаемых, обеспечивающих демпфирование колебаний.

Если из схемы привода (рис.8.4) исключить потенциометр обратной связи 8, то привод будет работать в релейном режиме, т.е. рули независимо от величины модуля командного напряжения будут отклоняться «от упора до упора».

8.3. Электромагнитный привод

Рассмотрим работу электромагнитного привода, схема которого приведена на рис. 8.5.

Рулевая машинка электромагнитного привода состоит из двух электромагнитов 2 и 4. Роль усилителя – преобразователя 2 (см. рис. 8.1) выполняет реле 1 (рис. 8.5), которое управляет их включением. К обмотке W_2 подводится пилообразное напряжение $u_п$ (напряжение линеаризации), а к обмотке W_1 - напряжение командного сигнала U_c. Контакты реле переключаются всякий раз, когда суммарные ампер-витки $AW = A_cW_c + A_пW_п$ изменяют свой знак.

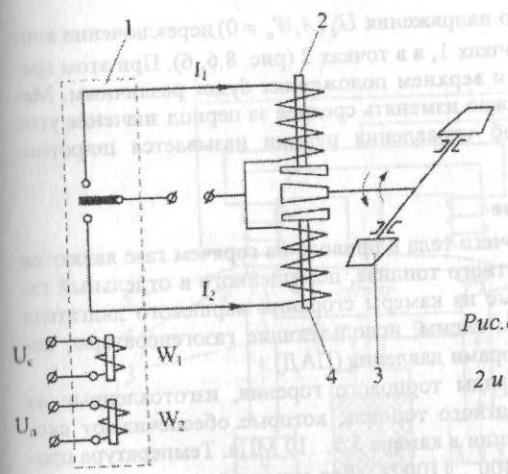


Рис.8.5. Схема электромагнитного привода: 1 – реле; 2 и 4 – электромагниты; 3 – рули

При $U_c = 0$ $(A_cW_c = 0)$ время пребывания контакта реле в верхнем положении будет таким же, как и в нижнем. Следовательно, длительность импульса тока I_1, протекающего через обмотку верхнего электромагнита, будет ровна длительности импульса тока, протекающего через обмотку нижнего электромагнита. Таким образом, время пребывания рулей в крайних положениях будет одинаковым (рис. 8.6, а). Среднее за период колебаний значение угла отклонения рулей будет равняться нулю.

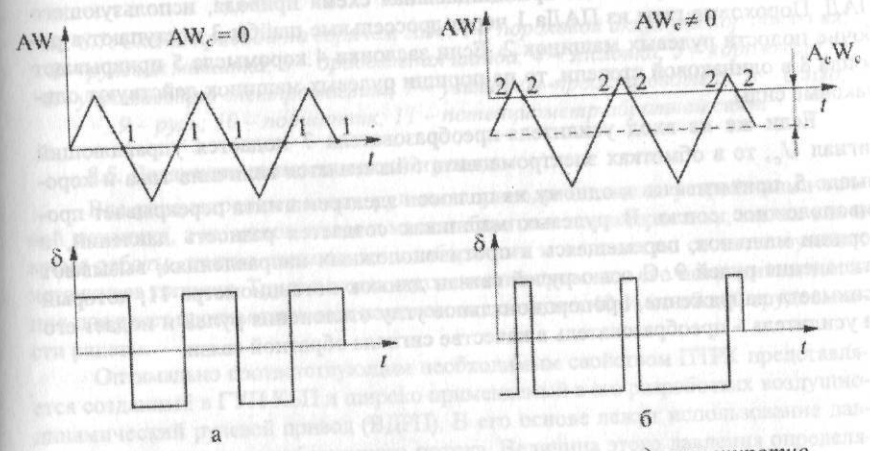


Рис. 8.6. Режимы работы электромагнитного привода при широтно-импульсной модуляции: а – при отсутствии командного сигнала, б – при наличии командного сигнала

При появлении командного напряжения $U_c (A_c W_c \neq 0)$ переключение контактов будет происходить не в точках 1, а в точках 2 (рис. 8.6, б). При этом время пребывания рулей в нижнем и верхнем положениях будет различным. Меняя соотношения этих времен можно изменять среднее за период значение угла отклонения рулей. Такой способ управления рулями называется широтно-импульсной модуляцией (ШИМ).

8.4. Привод на горячем газе

Источником энергии и рабочего тела в приводе на горячем газе являются продукты сгорания твердого ракетного топлива, помещенного в отдельный газогенератор, или газы, отбираемые из камеры сгорания маршевого двигателя ракеты. Наиболее распространены схемы, использующие газогенераторы, называемые пороховыми аккумуляторами давления (ПАД).

В ПАДах используются заряды торцового горения, изготовленные из нитроглицеринового или перхлоратного топлива, которые обеспечивают скорость горения 4…8 мм/с при давлении в камере 3,5…10 МПа. Температура продуктов сгорания может достигать 400…1100 °С. Для очистки и охлаждения газа используются фильтры, изготовленные из спеченной молибденовой дроби или пористые пластины, выполненные из аблирующего материала.

Основные достоинства приводов с ПАД – небольшая относительная масса, высокая надежность и возможность длительного хранения в готовом для работы состоянии. Недостаток, который присущ и пневмоприводу, - некоторая зависимость от температуры окружающей среды, влияющей на давление в рулевых машинках.

На рис. 8.7 приведена принципиальная схема привода, использующего ПАД. Пороховые газы из ПАДа 1 через дроссельные шайбы 3 поступают в рабочие полости рулевых машинок 2. Если заслонки 4 коромысла 5 прикрывают сопла 8 в одинаковой степени, то на поршни рулевых машинок действуют одинаковые силы.

Если же на вход усилителя-преобразователя 7 подается управляющий сигнал U_c, то в обмотках электромагнита 6 изменяется величина тока и коромысло 5, притягиваясь к одному из полюсов электромагнита перекрывает противоположное сопло. В рулевых машинках создается разность давлений, и поршни машинок, перемещаясь в противоположных направлениях, вызывают отклонение рулей 9. С осью рулей связан движок потенциометра 11, который «снимает» напряжение, пропорциональное углу отклонения рулей и подает его на усилитель – преобразователь в качестве сигнала обратной связи.

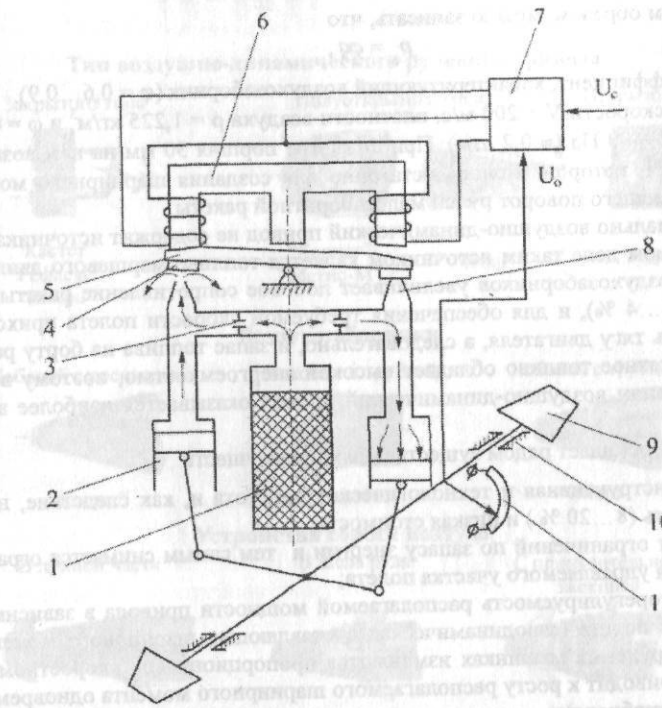


Рис. 8.7. Схема привода на горячем газе: 1 – пороховой аккумулятор давления; 2 – рулевая машинка; 3 – дроссельная шайба; 4 – заслонка; 5 – коромысло; 6 – управляющий электромагнит; 7 – усилитель-преобразователь; 8 – сопло; 9 – руль; 10 – подшипник; 11 – потенциометр обратной связи

8.5. Воздушно-динамический привод

Все рассмотренные выше рулевые приводы остаются устройствами точной механики, а их мощностные и массогабаритные характеристики, так же как и время работы, жестко связанными с габаритами и мощностью соответствующих источников питания. Трудоемкость изготовления привода с его источником питания для ракет противотанковых комплексов достигает 40 % от общей трудоемкости ракеты.

Оптимально соответствующим необходимым свойством ПТРК представляется созданный в ГУП КБП и широко применяемый в его разработках воздушно-динамический рулевой привод (ВДРП). В его основе лежит использование давления торможения p_0 набегающего потока. Величина этого давления определяется скоростным напором $q = 0.5\rho V^2$, где ρ - плотность воздуха, и формой воздухозаборника.

Таким образом, можно записать, что

$$p_0 = \varphi q, \qquad (8.2)$$

где φ – коэффициент, характеризующий воздухозаборник ($\varphi = 0{,}6\ldots0{,}9$).

При скорости V = 200 м/с, плотности воздуха $\rho = 1{,}225$ кг/м^3 и $\varphi = 0{,}8$ получим ρ_0=19600 Па (≈ 0,2 атм). При диаметре поршня 30 мм на нем возникает сила в 28 Н, которой вполне достаточно для создания шарнирного момента, обеспечивающего поворот рулей малогаборитной ракеты.

Формально воздушно-динамический привод не содержит источника энергии. На самом деле таким источником является топливо маршевого двигателя. Наличие воздухозаборников увеличивает лобовое сопротивление ракеты (примерно на 2…4 %), и для обеспечения требуемой скорости полета приходится увеличивать тягу двигателя, а следовательно, и запас топлива на борту ракеты. Однако ракетное топливо обладает высокой энергоемкостью, поэтому в весовом отношении воздушно-динамический привод оказывается наиболее выгодным.

ВРДП обладает рядом существенных преимуществ:

– конструктивная и технологическая простота и, как следствие, низкая трудоемкость (8…20 %.) и низкая стоимость;

– нет ограничений по запасу энергии и тем самым снимается ограничение на время управляемого участка полета;

– авторегулируемость располагаемой мощности привода в зависимости от скорости полета (аэродинамическая составляющая шарнирного момента и давление в рулевых машинках изменяются пропорционально скоростному напору, что приводит к росту располагаемого шарнирного момента одновременно с ростом потребного);

– стабильность динамических характеристик привода по времени полета ракет.

Вся совокупность схемно-конструктивных решений ВДРП в зависимости от соотношения динамической и статической составляющих давления воздушной среды в приводном двигателе подразделяется на три основные разновидности (рис 8.8): приводы открытого, полуоткрытого и закрытого типов. При этом отдельные функциональные узлы (воздухозаборники, устройства сброса воздуха, его распределители, электромагниты) имеют разнообразные конструктивные варианты.

Приводом открытого типа оснащен ВДРП ракеты комплекса «Метис», которая не имеет на борту источников питания. Он предельно прост: пневмоусилителем служит выполненное из пластмассы методом прессования дисковое золотниковое устройство; пневмодвигатель имеет сопловой блок и исполнительный элемент чашечного типа также из пластмассы. Свободное движение воздушной среды относительно исполнительного элемента исключает какое-либо трение или демпфирование, что позволяет приводу работать при скоростях полета ракеты 20-30 м/с.

Рис. 8.8. Разновидности конструктивных схем ВДРП и их элементов

Набегающий поток через сетку попадает на подвижный диск 1. Этот диск имеет радиальные прорези (вид спереди) и повертывается управляющим электромагнитом 5 на угловой шаг прорезей в ту или другую сторону. Аналогичные прорези сделаны на неподвижном диске 2. Они выполнены так, что при их совпадении в верхней части блока в нижней части совпадение отсутствует и наоборот.

На рис. 8.9 показан случай, когда прорези совпадают в верхней части блока привода.

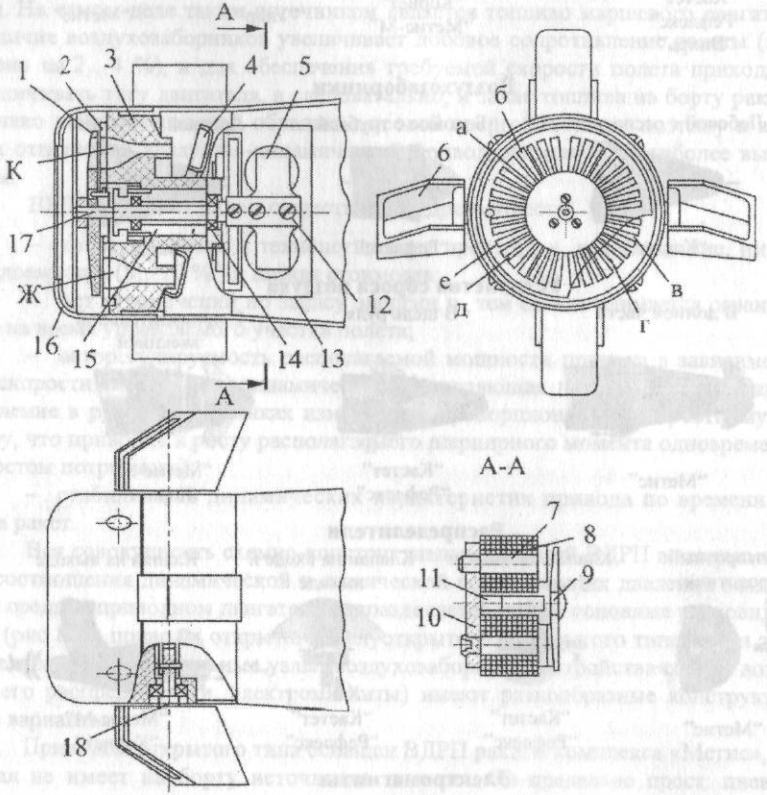


Рис. 8.9. Схема воздушно–динамического привода ракеты «Метис»:
1 – диск подвижный; 2 – диск неподвижный: 3 – основание; 4 – чашка;
5 – магнит управляющий; 6 – лопасть; 7 – сердечник; 8 – катушка; 9 – якорь;
10 – магнитопровод; 11 – магнит постоянный; 12 – винт; 13 – кожух;
14 – подшипники; 15 – корпус; 16 – колпак; 17, 18 – оси;
а, б, е – перемычки; в, г, д—прорези; Ж, К– отверстия

При этом воздух поступает в верхнюю чашечку рулевой машинки открытого типа 4. На одной оси с машинкой установлены рули. Поворот рулевой машинки вызывает поворот рулей на аналогичный угол.

Привод работает в релейном режиме. Линеаризация усилия на рулях обеспечивается путем применения метода широтно-импульсной модуляции.

К приводам полуоткрытого типа относятся ВДРП управляемых ракет комплексов «Метис-М», «Конкурс-М», «Корнет». Коэффициент полезного действия этих ВДРП несколько выше, чем у приводов открытого типа, за счет повышения статической составляющей потока. Однако и трудоемкость их изготовления повышается из-за более жестких требований по выдерживанию стабильных зазоров в исполнительном двигателе.

ВДРП полуоткрытого типа, как и приводы открытого типа, за счет минимального трения в подвижных частях позволяют управлять ракетой при низких скоростях полета, но преодолевают значительно большие инерционные и аэродинамические нагрузки.

Применение ВДРП закрытого типа вызвано необходимостью повышения плотности компоновки в таких системах, как «Рефлекс», «Инвар», «Кастет», «Кан», «Вихрь». Это достигается повышением коэффициента полезного действия при несущественном для данного класса ракет возрастании их трудоемкости. Отсутствие в этих приводах жесткого требования к расходу рабочего тела повлияло на изготовление пневмоусилителей, вплоть до использования в них пластмасс (например, струйное распределительное устройство в ВДРП ракеты «Вихрь»). Сравнительно низкие давления пневмопитания позволили перейти к манжетам перекатывающегося типа, имеющим низкое трение и не требующим специальной обработки цилиндров.

На рис. 8.10 приведена схема воздушно-динамического привода закрытого типа.

Набегающий поток тормозится у входа в заборник 1, затем по трубкам 2 через фильтр 3 и гибкую трубку подается на струйник 6. Струйник установлен на якоре 5 электромагнита 4. В зависимости от знака командного напряжения U_c якорь перебрасывает струйник в ту или иную сторону, и начинается подача воздуха в соответствующую рулевую машинку 7 (на рис. 8.10 – в верхнюю). Через проход, открывшийся после поворота струйника, воздух из нижней машинки поступает в носовую полость ракеты, из которой через отверстия 11 попадает в атмосферу.

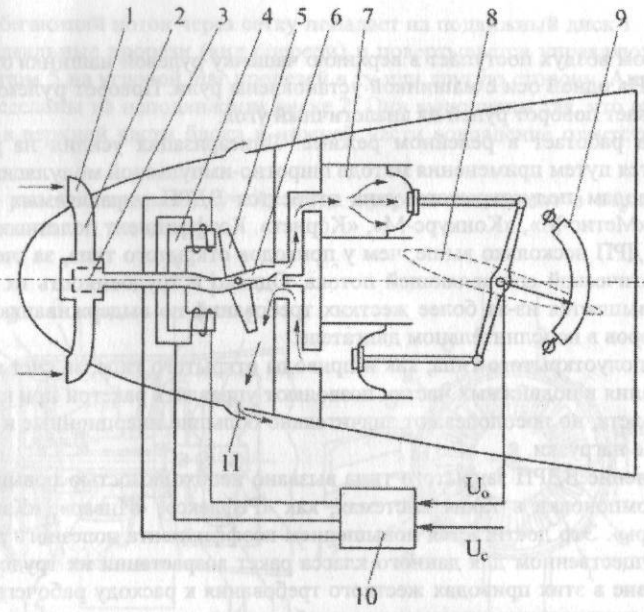


Рис.8.10. Схема воздушно-динамического привода: закрытого типа: 1 – воздухозаборник; 2 – трубка; 3 – фильтр; 4 – электромагнит; 5 – якорь; 6 – струйник; 7 – рулевая машинка; 8 – руль; 9 – потенциометр обратной связи; 10 – усилитель-преобразователь; 11 – отверстие для выхода воздуха

8.6. Работа привода на вращающихся ракетах

Противотанковые ракеты могут иметь систему автоматической стабилизации по каналу крена, т.е. не вращаться относительно продольной оси, и могут быть приведены в принудительное вращение относительно этой оси. Оба варианта имеют свои преимущества и недостатки. Рассмотрим первый вариант. По нему выполнены отечественные ракеты «Шмель» «Фаланга» и некоторые зарубежные ракеты.

Отсутствие вращения позволяет построить систему управления так, что горизонтальная пара рулей выполняет команды по каналу тангажа, а вертикальная – по каналу курса. Кроме того, одна из пар, отклоняясь в разные стороны, выполняет команды системы стабилизации по каналу крена. К сожалению, использование рассогласованного (дифференциального) отклонения рулей невозможно в схеме «утка», так как поток, закрученный рулями, индуцирует на крыльях момент крена противоположного знака. Для создания момента крена в этой схеме нужно и использовать элероны, что существенно усложняет конструкцию.

Недостатком застабилизированных по крену ракет является большое рассеивание на неуправляемом стартовом участке траектории. Ракета «уходит» в

плоскости действия результирующего возмущающего фактора, вызванного погрешностями изготовления планера и двигателя.

Вращающиеся ракеты в основном свободны от этого недостатка. Плоскость действия возмущающегося фактора вращается вместе с ракетой, и его действие за один оборот практически обнуляется.

Недостатком вращающихся ракет является необходимость «перекладки» рулей. На рули, занимающие положение, близкое к горизонтальному ($\pm 45^\circ$), подается команда по тангажу. После того, как эти рули займут положение, близкое к вертикальному ($\pm 45^\circ$), на них уже поступит команда по курсу (см. рис. 5.4). Таким образом, рули за один оборот ракеты перекладываются четыре раза. Необходимость быстрой перекладки рулей требует повышения мощности привода, т.к. возрастает инерционная составляющая шарнирного момента.

Для обеспечения более плавного отклонения рулей на сравнительно тяжелых ракетах применяют так называемый «синусно-косинусный механизм». Рассмотрим принцип его действия. На рис. 8.11 приведена схема обозначения рулей и указан угол крена γ.

При нулевом угле крена ($\gamma=0$) угол отклонения рулей 1 и 3 должен ровняться потребному углу отклонения по каналу тангажа $\delta_т$, а угол отклонения рулей 2 и 4 – потребному углу отклонения по каналу курса $\delta_к$, то есть:

$$\delta_I=\delta_т,\ \delta_{II}=\delta_к.$$

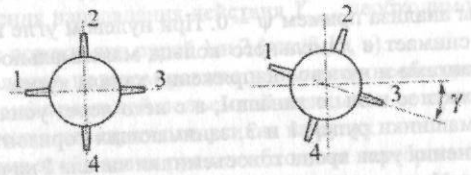


Рис. 8.11. Схема обозначения рулей: 1, 3 – рули канала I; 2, 4 – рули канала II

При наличии угла крена углы $\delta_т$ и $\delta_к$ распределяются по каналам I и II по следующему закону:

$$\delta_I=\delta_т \cos\gamma+\delta_к \sin\gamma;$$
$$\delta_{II}=\delta_т \sin\gamma+\delta_к \cos\gamma. \qquad (8.2)$$

Для его реализации используется трехстепенной гироскоп с установленным на нем синусно-косинусным механизмом (рис. 8.12).

Кольца резисторное 1, ламельное 3 и контактные 4 и 5 установлены на корпусе гироскопа и вращаются вместе с ним и корпусом ракеты со скоростью ω_x. Токосъемники 2 и 6 закреплены на оси внешней рамки гироскопа и в этом вращении не участвуют. За время от момента получения команды до момента начала ее выполнения ракета успевает повернуться на угол ψ, поэтому для исключения систематической ошибки наведения токосъемники смещаются относительно вертикали и горизонтали на величину этого угла.

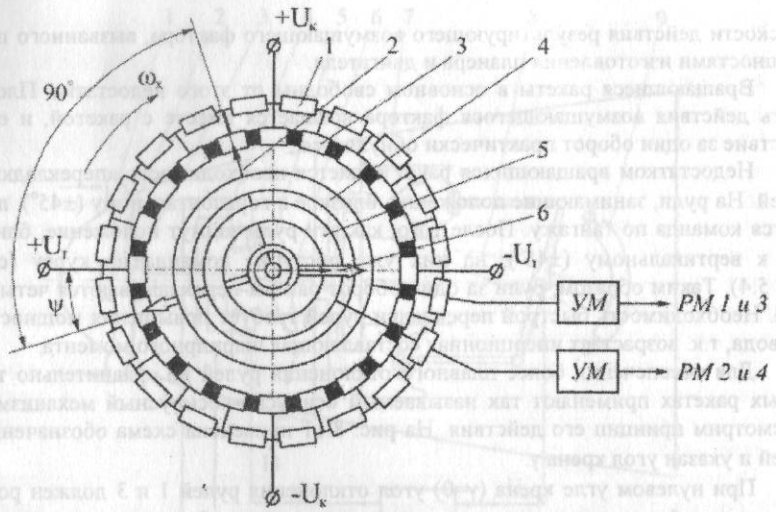


Рис. 8.12. Схема синусно-косинусного механизма: 1 – резисторное кольцо; 2 – токосъемник канала II; 3 – ламельное кольцо; 4 – контактное кольцо канала I; 5 – контактное кольцо канала II; 6 – токосъемник канала I

Для простоты анализа примем $\psi = 0$. При нулевом угле крена (γ=0) токосъемник канала I снимает с ламельного кольца максимальное командное напряжение канала тангажа и нулевое напряжение канала курса. Это напряжение передается на контактное кольцо канала I, а с него через усилитель мощности УМ – на рулевые машинки рулей 1 и 3, занимающих горизонтальное положение. По мере увеличения угла крена токосъемники канала I начинает считывать с ламельного кольца $U_т \cos\gamma$ и $U_к \sin\gamma$. При γ=90° рули канала I занимают вертикальное положение и на них поступает сигнал, определяемый только напряжением $U_к$, т.е. они выполняют только команду по курсу. Аналогичным образом работают рули канала II.

Следует отметить, что синусно-косинусный механизм осуществляет ступенчатую аппроксимацию выражения (8.2).

8.7. Работа привода при одноканальной системе управления

Преимуществом вращающихся относительно продольной оси ракет является возможность использования одноканальной системы управления. Одноканальная система управления предполагает наличие на ракете органов управления, создающих управляющий момент только в одной, связанной с ракетой продольной плоскости, т.е. наличие только одной пары рулей.

Рассмотрим функционирование одноканальной системы управления при релейном режиме работы. Если рули отклонены на максимальный угол отклонения, то возникающая на них мила $\gamma_р$ за один оборот ракеты даст равнодействующую, равную нулю (рис.8.13, а).

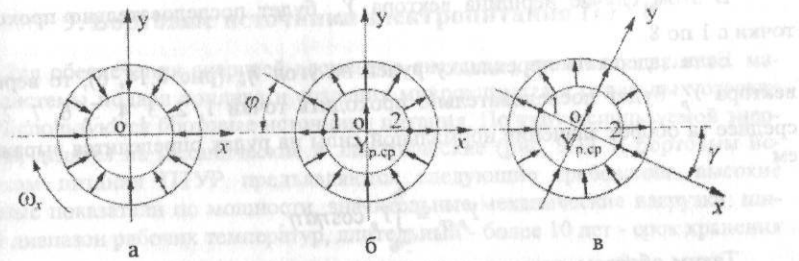


Рис. 8.13. Эпюры усилий на рулях при вращении ракеты: а – при постоянном угле отклонения; б – при перекладке рулей в точках 1 и 2; в – при повороте оси перекладки x на угол γ

Если при прохождении точек 1 и 2 изменить знак угла отклонения (рис. 8.13, б), то средняя за оборот проекция подъемной силы рулей на ось O_y будет ровняться выражению

$$Y_{p.cp} = \frac{1}{\pi}\int_0^{\pi} Y_p \sin\gamma d\gamma = 0{,}67 Y_p. \qquad (8.4)$$

Таким образом, эффективность рулей при вращении ракеты уменьшается на 33 % по сравнению с рулями на невращающейся ракете.

Для изменения направления действия $Y_{p.cp}$ необходимо изменять угловое положение точек перекладки рулей 1 и 2 (рис 8.13, в).

При управлении полетом ракеты появляется необходимость создания на рулях не только максимальной подъемной силы, но и ее промежуточных значений, т.е. обеспечения линеаризации усилия на рулях.

Для решения этой задачи рули необходимо перебрасывать четыре раза за один оборот ракеты. Если перекладку рулей производить через 90°, то среднее за оборот усилия на рулях будет равняться нулю (рис. 8.14, а).

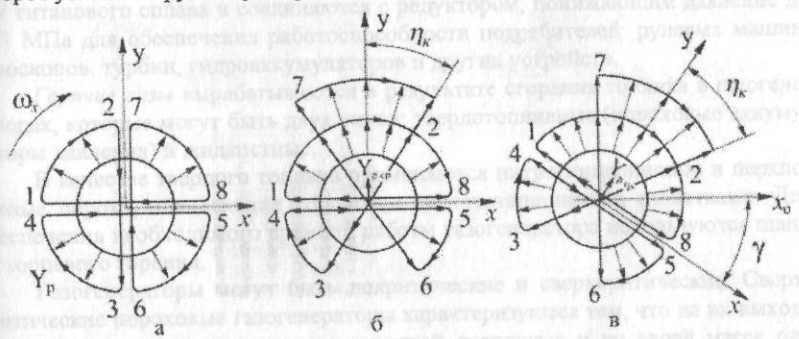


Рис. 8.14. Схема перекладки рулей при одноканальной системе управления: а – при $Y_{p.cp} = 0$; б – при $Y_{p.cp} > 0$ и направленной в вертикальной плоскости; в) при $Y_{p.cp} > 0$ и направленной под углом γ к вертикальной плоскости

В этом случае вершина вектора Y_p будет последовательно проходить точки с 1 по 8.

Если задержать перекладку рулей на угол $\eta_к$ (рис. 8.14, б), то вершина вектора Y_p будет последовательно проходить точки 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 2, 8 и среднее за оборот значение нормальной силы на рулях определится выражением

$$Y_{p.cp} = \int_{-\eta_k}^{\eta_k} Y_p \cos\eta d\eta . \qquad (8.5)$$

Таким образом, изменяя угол η_k пропорционально величине командного сигнала, можно получить практически линейную зависимость $Y_{p.cp}$ от величины команды.

Если необходимо создать управляющий момент в плоскости, наклоненной под углом γ к вертикали, то следует повернуть на этот же угол все точки перекладки рулей (рис. 8.14, в).

Одноканальная система управления проще и дешевле двухканальной, и если максимальный промах при ее использовании не превышает размеров цели, то обычно ей отдают предпочтение.

9. Бортовые источники электропитания ПТУР

Для обеспечения энергией элементов системы управления, рулевых машин, системы подачи топлива и создания микроклимата в отдельных отсеках ракет используются бортовые источники питания. По типу используемой энергии они делятся на механические и электрические (рис. 9.1). К бортовым источникам питания ПТУР предъявляются следующие требования: высокие удельные показатели по мощности, значительные механические нагрузки, широкий диапазон рабочих температур, длительный - более 10 лет - срок хранения и др.

Рис. 9.1. Классификация бортовых источников питания

К источникам механической энергии относятся сжатые и горячие газы.

Сжатые газы находятся в воздушных аккумуляторах при давлении $p = 25...40$ МПа. Баллоны воздушных аккумуляторов в виде шара, тора, эллипсоида вращения или связки цилиндров изготовляются из высокопрочной стали или титанового сплава и соединяются с редуктором, понижающим давление до 1...2 МПа для обеспечения работоспособности потребителей: рулевых машин, гироскопов, турбин, гидроаккумуляторов и других устройств.

Горячие газы вырабатываются в результате сгорания топлива в газогенераторах, которые могут быть двух типов: твердотопливные (пороховые аккумуляторы давления) и жидкостные.

В качестве твердого топлива применяются нитроглицериновые и перхлоратные пороха, обладающие хорошими эксплуатационными свойствами. Для обеспечения необходимого времени работы газогенератора используются шашки торцевого горения.

Газогенераторы могут быть докритические и сверхкритические. Сверхкритические пороховые газогенераторы характеризуются тем, что на их выходе образуется газовая струя со сверхзвуковой скоростью и по своей массе они больше докритических.

Достоинством жидкостных газогенераторов является значительная продолжительность работы.

Пороховые аккумуляторы давления нашли широкое применение в противотанковых ПТУР 9М112, 9М114, 9М124, 9М128.

На рис. 9.2 показано устройство порохового аккумулятора давления ПТУР 9М114 самоходного ПТРК «Штурм-С».

Пороховой аккумулятор давления состоит из корпуса, представляющего собой камеру сгорания и фильтра, в котором происходит очистка газа от твердых частиц с помощью очистителя и решетки. Внутри корпуса размещается заряд, забронированный по цилиндрической поверхности и сферическому торцу. В корпус ввинчен воспламенитель заряда, который состоит из электровоспламенителя и навески дымного пороха. После срабатывания воспламенителя заряд горит по торцу, а образующиеся при этом газы через фильтр и газоводы подаются к потребителям – на рулевую машинку и турбогенераторный источник питания.

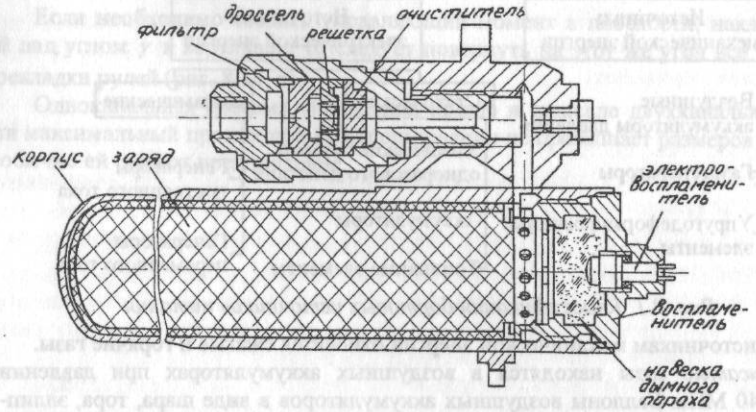


Рис. 9.2. Пороховой аккумулятор давления ПТУР 9М114

К *упругодеформированным элементам* можно отнести элементы конструкции ПТУР (различного рода пружины, лопасти крыльев и тд.), которые заранее находятся в деформированном состоянии, и при срабатывании энергия упругой деформации преобразуется в кинетическую.

Источники электрической энергии могут быть статическими и динамическими.

Статические источники построены на основе преобразования химической, солнечной и атомной энергии в постоянный электрический ток.

Динамические источники представляют собой генераторы постоянного и переменного тока, вращаемые турбиной или воздушно-реактивным двигателем.

По статистике примерно 50 % первичной энергии преобразуется из постоянного тока в переменный и наоборот, поэтому для получения требуемых электрических параметров для бортовой аппаратуры в источник питания вводится преобразователь. Регулирующее устройство обеспечивает необходимые

допуски по напряжению и частоте, управляющее устройство автономно или по командам задает режим работы, а также переключение в аварийных ситуациях.

Рассмотрим устройство и характеристики статических источников, к которым относятся: химические батареи одноразового действия, аккумуляторы, топливные элементы, термоэлектрические батареи.

Химические источники тока получили широкое применение в ракетах, летающих в атмосфере, благодаря высокой надежности, быстроте ввода в действие, устойчивости к воздействию продольных и поперечных перегрузок. Химические источники тока обеспечивают надежное энергоснабжение небольшой и средней мощности. В то же время необходимо отметить недостаток - зависимость удельной энергии от температуры. Поэтому на некоторых ракетах применяют их обогрев.

Кроме того, у полностью заправленных химических источников тока срок хранения не превышает шести месяцев, поэтому в ряде случаев электролит может находиться в специальной ампуле. Это так называемые *ампульные батареи*.

На рис. 9.3 показано устройство ампульной серебряно-цинковой батареи. В таких батареях используются предварительно заряженные электроды, готовые к работе. По команде «Пуск» подается напряжение на клеммы, и от запальной спирали воспламеняется пороховой заряд. Горячие газы под определенным давлением сжимают внутреннюю оболочку ампулы, электролит заполняет пространство между электродами, и батарея приходит в рабочее состояние.

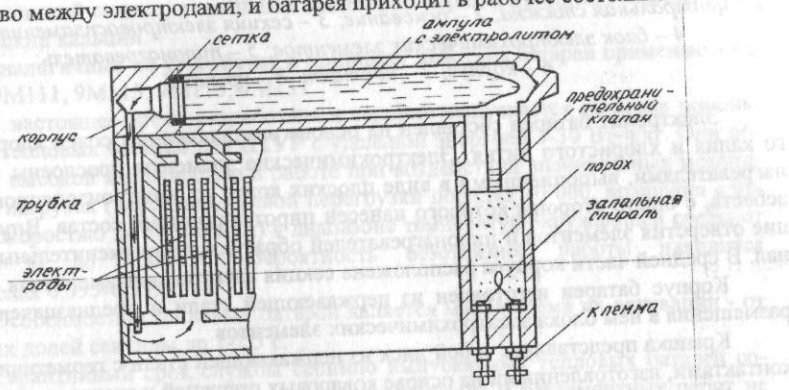


Рис. 9.3. Схема устройства ампульной серебряно-цинковой батареи

Наиболее широкое применение в противотанковых управляемых ракетах нашли *батареи с твердым расплавляемым электролитом*, в качестве которого применяют различные твердые соли и щелочи. Отрицательный электрод изготовляется из кальция или магния, положительный – из серебра, никеля, меди и других металлов. Герметичный корпус обеспечивает защиту электролита от влаги. Батарея приводится в рабочий режим быстрым разогревом электролита до температуры 150…600 °С, обеспечивающей его перевод в жидкое состояние.

Основным преимуществом батарей с твердым расплавляемым электролитом является длительный срок их хранения с возможностью быстрого приведения в рабочее состояние.

На рис. 9.4 показана батарея 9Б145М, питающая электрические цепи ПТУР 9М112М2 во время ее полета. Каждый элемент представляет собой кольцевую шайбу, состоящую из никелевого корпуса, в котором находятся положительный и отрицательный электроды, таблетки электролита и изоляционная прокладка из стеклослюдинита.

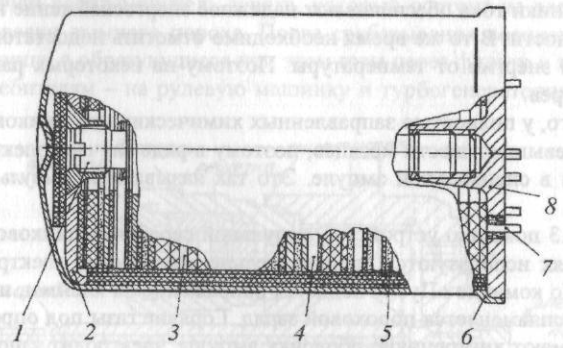


Рис. 9.4. Батарея 9Б145М:
1 – центральная стяжка; 2 – основание; 3 – секция электровоспламенителя; 4 – блок электрохимических элементов; 5 – пиронагреватель; 6 – корпус; 7 – контакт; 8 – крышка

Электролит батареи составлен на основе расплавленных солей хлористого калия и хлористого лития. Электрохимические элементы прослоены пиронагревателями, выполненными в виде плоских колец из электроизоляционного асбеста, с одной стороны которого нанесен пиротехнический состав. Внутренние отверстия элементов и пиронагревателей образуют воспламенительный канал. В средней части корпуса расположена секция электровоспламенителя.

Корпус батареи изготовлен из нержавеющей стали и предназначен для размещения в нем блока электрохимических элементов.

Крышка представляет собой диск из нержавеющей стали с герметичными контактами, изготовленными на основе коваровых стержней и стекла.

На крышке батареи установлены наборы теплоизоляционных прокладок и секция ЭВ.

Корпус и крышка батареи герметично соединены между собой аргонно-дуговой сваркой.

Блок электрохимических элементов представляет собой набор последовательно соединенных электрохимических элементов, количество которых определяется величиной требуемого напряжения питания. Диаметр и масса элемента определяется, исходя из требований к электрической емкости и разрядному току.

Для увеличения энергоемкости в тепловых батареях могут быть параллельно включены два или более одинаковых блоков элементов.

В состав единичного электрохимического элемента, выполненного в виде набора таблеток, входят: токоотвод-анод-электролит-катод-пиронагреватель.

Для поддержания необходимого температурного диапазона по торцам и периметру блока элементов устанавливаются теплоизоляционные прокладки.

Блок электрохимических элементов в опрессованном состоянии фиксируется на крышке ленточными стяжками из никелевой ленты.

Конструкция тепловой батареи обеспечивает в течение всего срока сохраняемости и эксплуатации герметичность, пожаро- взрывобезопасность и исключает возможность самопроизвольного приведения в рабочее состояние при соблюдении установленных правил эксплуатации.

Принцип действия батареи. Перед выстрелом на электровоспламенитель батареи подается импульс тока от наземной аппаратуры. При срабатывании электровоспламенителя форс пламени проходит по внутреннему каналу батареи, воспламеняя на своем пути секции пиронагревателей элементов. Выделявшееся при этом тепло нагревает элементы до рабочей температуры, электролит переходит в частично расплавленное состояние, в котором и остается в течение всего времени разряда.

Выделение электроэнергии батареей производится на основе электрохимической системы, где активным веществом положительного электрода является сернокислый свинец, а активным веществом отрицательного электрода – металлический кальций.

Аналогичные по устройству и принципу действия батареи применяются в ПТУР 9М111, 9М113, 9М115, 9М131.

В настоящее время разработана и серийно выпускается широкая номенклатура тепловых батарей для ПТУР с удельной энергией 3-30 Вт-ч/кг. Они обладают высокой надежностью в работе при воздействии значительных механических нагрузок (например, осевой перегрузки порядка 10 000, вращения с угловой скоростью до 10^5 об/мин) в диапазоне температур окружающей среды от минус 50 до +60° С. Вероятность безотказной работы находится в пределах 0,995-0,999.

Особенностью тепловых батарей является малое время их активации - от десятых долей секунды до 1-1,5 с.

Гарантийный срок службы серийно выпускаемых тепловых батарей составляет от 11 до 18 лет, при этом никакого ухода и регламентных работ не требуется.

Основные электрические и габаритно-массовые характеристики применяемых в ПТУР тепловых батарей приведены в табл.9.1.

В качестве *динамических электрических источников энергии* на ракетах применяются генераторы постоянного или переменного тока мощностью более 0,5 кВт. Обычно применяются трехфазные асинхронные электрогенераторы переменного тока, которые обладают высокой надежностью, простой конструкцией и позволяют обеспечить за 1...2 с предварительную раскрутку от бортовой сети носителя или наземного оборудования. При небольших требуемых мощно-

стях применяются однофазные магнитоэлектрические индуктивные генераторы. Вращение роторов генераторов обеспечивается приводом от воздушно-реактивных двигателей или турбиной, вращаемой сжатым воздухом или горячим газом.

Таблица 9.1.

Характеристики тепловых батарей

Напряжение при разряде на нагрузку, В	10...33 (низковольтные батареи)
Сопротивление внешней цепи, Ом	150...250 (высоковольтные батареи) 1,55...29 (низковольтные батареи) 46000 (высоковольтные батареи)
Время работы, с	до 100
Габаритные размеры:	
Диаметр, мм	от 31 до 79
Высота, мм	от 50 до 110
Масса, кг	от 0,12 до 0,6

Конструкция турбогенератора ПТУР 9М114 представляет собой однофазный синхронный генератор с возбуждением от постоянных магнитов. Приводом генератора является осевая одноступенчатая газовая турбинка, жестко закрепленная на одном валу с ротором. Для вращения турбинки используются газы, образующиеся при горении заряда порохового аккумулятора давления. Турбогенератор совместно со стабилизированным выпрямителем обеспечивают питание бортовой аппаратуры ракеты напряжениями +170; +260; – 27; ±12,6 В.

10. Краткая информация о современных ПТРК

10.1. ПТРК малого радиуса действия

После войны в Персидском заливе появилась необходимость ведения боевых действий в городских условиях, вследствие чего армия стала все более интересоваться ракетами малого радиуса действия, которые можно было бы выстреливать из помещений ограниченного объема.

Непременным условием ведения уличных боев, особенно при стрельбе из ограниченного пространства, является "мягкий пуск". При этом одна из проблем на этапе разработки комплексов заключалась в том, чтобы после выстрела ракета оставалась в поле зрения оператора и его аппаратуры сопровождения.

Этот класс вооружений представлен весьма разнообразными по своим техническим решениям изделиями: комплексы с полномасштабной СУ – ПТРК Eryx (Франция), Buble Bee (Сербия и Черногория) и Spike –SR (Израиль), комплексы с упрощенной СУ – Predator (США), Kestrel (Великобритания) и MBT-LAW (Швеция).

ПТРК Eryx (Франция)

ПТУР Eryx фирмы Aerospatiale Matra Missiles(рис. 10.1) – относительно недорогое оружие, способное пробивать гомогенную броню толщиной свыше 900 мм. Ракета имеет оптимальное расстояние подрыва БЧ, благодаря тому, что основной кумулятивный заряд расположен сзади. Ракетный двигатель размещен в центре корпуса ракеты и имеет наклонные сопла и газовые рули. Система наведения – командная полуавтоматическая по линии визирования, с ПЛС. Прицельно-пусковое устройство включает ИК-гониометр (пеленгатор) и матричный приемник. Пуск ракеты может производиться из любого положения (стоя, лежа, с колена) или с треноги. Для стрельбы на расстояние от 300 до 600 м использование треноги обязательно. При работе ночью к дневному прицелу пристыковывается тепловизионный прицел Mirabel. ПТРК Eryx выбрали вооруженные силы Бразилии, Канады, Франции, Малайзии и Норвегии. Объем заказов на середину 2000 г. составил почти 50 000 ракет.

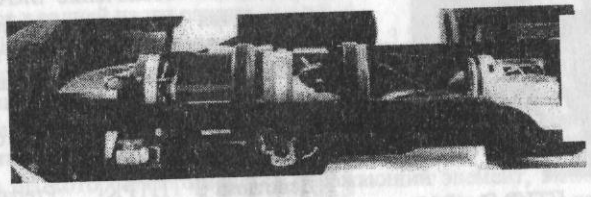


Рис.10.1. ПТУР Eryx в разрезе

ПТРК MBT–LAW (Швеция)

Следует отметить, что ПТРК MBT – LAW (рис.10.2) фирмы Bofors не является фактически управляемым вооружением, в том смысле, как другие рассматриваемые здесь системы. Однако, как и ПТРК Kestrel, он имеет устройство наведения ракеты в прогнозируемую точку встречи с целью. В то время, когда

оператор отслеживает прицелом движение танка, скорость сопровождения регистрируется системой управления ракетой, устанавливается угол упреждения и рассчитывается траектория полета ракеты.

Ракета MBT–LAW предназначена для атаки бронированных целей сверху. Она летит на высоте примерно 1 м над линией визирования и, как ПТУР Bill-2, "выстреливает" два заряда, направленных вниз. Основной заряд БЧ расположен в носовой части ракеты и наклонен назад таким образом, что действия основного и вспомогательного заряда, установленного в центре ракеты, сфокусированы в одной точке.

Рис.10.2. ПТРК MBT–LAW

ПТРК MBT–LAW был включен в конкурс легких носимых противотанковых комплексов для британских и голландских вооруженных сил по программе NLAW (New generation Light Anti–armour Weapon – легкая противотанковая система следующего поколения).

ПТРК Predator (США)

ПТРК Predator предназначен для поражения танков, легких бронированных машин и долговременных оборонительных сооружений на дальности до 600 м. Он является носимым комплексом с упрощенной системой наведения (инерциальная с автоматическим вводом в ракету до запуска команды упреждения в зависимости от скорости движения цели перпендикулярно линии визирования) и должен заменить штатные противотанковые гранатометы, находящиеся на вооружении корпуса морской пехоты и СВ США.

Рис.10.3. Запуск ПТУР Predator

ПТРК Predator ("Хищник"), ранее имевший обозначение SRAW, разрабатывается американской фирмой Lockheed Martin. Он является недорогим легким оружием одноразового применения, действующим по принципу "выстрелил и забыл", обслуживается одним человеком.

Действие ПТРК Predator (рис. 10.3) отличается "мягким" пуском и сопровождается слабым уровнем дымообразования, звука и ИК–сигнатуры при минимальном обратном выбросе пламени при выстреле, что позволяет применять данное оружие из помещений ограниченного объема.

ПТРК содержит транспортно–пусковой контейнер с ракетой, механизм пуска и оптический прицел. Благодаря модульной конструкции, он может оснащаться различными типами БЧ, разрабатывается в двух вариантах:

– базовом, оснащеном противотанковой БЧ с формируемым под действием взрыва бронебойным элементом (атака сверху);

– с многоцелевой бронебойно–фугасной БЧ (для поражения цели в прямой атаке).

Основные тактико–технические характеристики комплекса Predator

Дальность стрельбы, м:	
– максимальная / минимальная	600 / 17
Время полета ракеты, с:	
– на дальность 300 / 600 м	1,6 / 2,8
Скорострельность, выстр./мин.	3
Превышение траектории над линией визирования, м	2,75
Точность наведения ракеты на дальности 500 м, мрад	1,5
Вероятность попадания (по ТЗ) в неподвижную цель на дальности 500 м или в подвижную цель, движущуюся со скоростью 24 км/ч поперечным курсом на дальности 200 м	0,8
Масса комплекса / ракеты, кг	10 / 6,4
Длина контейнера / ракеты, мм	1100 /890
Калибр ракеты, мм	140

ПТРК Predator, разрабатываемый для корпуса морской пехоты США, предназначен для поражения всех типов танков, которые будут приняты на вооружение до 2007 года. Он дополнит ПТРК Javelin и заменит штатные неуправляемые системы оружия – противотанковые гранатометы.

Базовая ПТУР Predator имеет следующие основные узлы и блоки: боевую часть проникающего типа с комбинированным контактным и неконтактным магнито-оптическим взрывателем, установленным в носовой части ракеты; алюминиевый корпус; автопилот с инерциальными датчиками; –вышибное устройство; маршевый РДТТ; газодинамическое устройство управления полетом ракеты на траектории; раскрывающееся четырехконсольное крыло, расположенное в задней части ракеты.

Новая 140-мм боевая часть массой 3,26 кг разработана фирмой Aerojet. Она содержит заряд с плоской кумулятивной облицовкой, установленный перпендикулярно продольной оси ракеты, формирующийся при подрыве бронебойный элемент и комбинированный контактный/неконтактный взрыватель с магнито- и оптикоэлектронным датчиками цели. Плоская кумулятивная облицовка, из которой формируется поражающий элемент, выполнена из тантала. Скорость поражающего элемента составляет 2000–2100 м/с.

Газодинамическое устройство управления полетом ракеты на траектории содержит газогенератор и четыре группы перепускных клапанов.

Ведение огня комплексом Predator (рис. 10.4) осуществляется следующим образом. Оператор наводит оружие на цель, используя простой оптический прицел с неподвижной сеткой и до производства выстрела осуществляет ее

кратковременное (менее 2 с) сопровождение для определения скорости движения цели перпендикулярно линии визирования. Датчик угловой скорости прицельного устройства непрерывно выдает сигналы на автопилот управляемой ракеты, гироскоп которого раскручивается за две секунды до производства выстрела. При таком способе прицеливания угол упреждения рассчитывается и устанавливается автоматически.

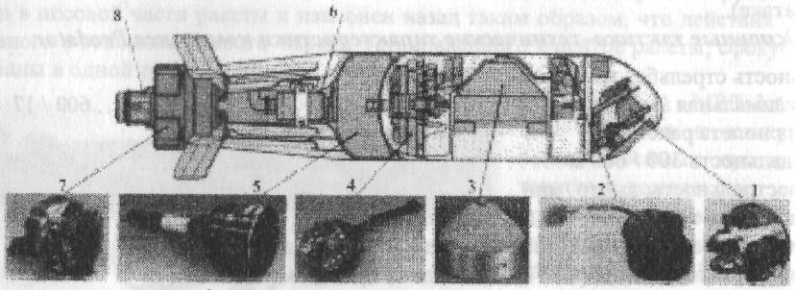


Рис.10.4. ПТУР Predator: 1 – комбинированный взрыватель (магнито- и оптикоэлектронный датчики) ; 2 – ПИМ; 3 – БЧ с самоформирующимся бронебойным элементом (EFP); 4 – автопилот; 5 – РДТТ; 6 – батарея; 7 – газодинамическое устройство управления ракетой; 8 – механизм отстыковки ракеты

Ракета выбрасывается из транспортно–пускового контейнера вышибным зарядом с начальной скоростью около 25 м/с. Время горения вышибного заряда составляет 40 мс. Звук выстрела при пуске из ограниченного объема (3,65 х 4,57 х 2,13м) не превышает 173 дБ и не причиняет вреда оператору. Заряд маршевого двигателя воспламеняется на расстоянии 5 м от ПУ. Двигатель разгоняет ракету до скорости порядка 300 м/с на дальности 125 м. После выгорания заряда ракета продолжает полет к цели по инерции.

После выхода из транспортно–пускового контейнера ракета на участке длиной 65 м от ПУ осуществляет запрограммированный набор высоты, обеспечивающий ее пролет над танком. В полете автопилот учитывает поправки на ветер и корректирует траекторию полета. Управление полетом ракеты осуществляется с помощью газодинамического устройства, которое создает управляющие моменты, воздействующие на ракету.

Ракета обнаруживает цель с помощью наклоненных под углом 45° магнито- и оптико-электронного (лазерного) датчиков, размещенных в передней части ракеты. В результате инициирования БЧ ПТУР "отстреливает" над целью вертикально вниз формирующийся под действием взрыва бронебойный элемент, который пробивает верхнюю броню танка. Если цель неподвижна или приближается к оператору на встречном курсе, то ракета направляется непосредственно в цель, не требуя дополнительного наведения ПУ по азимуту.

При разработке комплекса Predator особое внимание фирма Lockheed Martin уделяет снижению стоимости комплекса. Модульная конструкция ракеты позволяет, при необходимости, оснащать ее альтернативными БЧ и взрывателями, размещенными в различных частях корпуса ракеты.

ПТРК Kestrel

Конкурентом ПТРК MBT-LAW является ПТРК Kestrel, предложенный фирмой Matra Bae Dynamics (Великобритания) совместно с фирмами Lockheed Martin (США) и Hunting Engineering Ltd. (Великобритания). ПТУР Kestrel представляет собой усовершенствованный вариант ракеты Predator. Она имеет тот же тип наведения и одну, но мощную БЧ с образуемым при подрыве бронебойным элементом, поражающим цель на пролете в верхнюю проекцию.

Управление полетом осуществляется блоком управления, изменяющим направление вектора тяги, размещенным в задней части ракеты. Он открывает клапаны, регулирующие направление газовой струи маршевого двигателя. Ракета Kestrel будет отличаться от ракеты Predator прежде всего тем, что она обеспечивает два режима атаки цели: прямой и на пролете.

10.2. Наземные ПТРК средней дальности

ПТРК, применяемые в мотопехотных подразделениях взвод-рота, для большей мобильности обычно обладают малой массой, позволяющей его переноску силами расчета.

Малая масса ПТРК обычно достигается за счет уменьшения дальности стрельбы. На первый взгляд подобный подход мог бы показаться неправильным, но он оправдывается тем, что человек, находящийся на земле, редко может видеть так же далеко, как экипаж вертолета или как приборы с мачты самоходного носителя.

ПТРК MILAN

В качестве отправной точки для обсуждения данной категории вооружений можно взять ПТРК MILAN объединения Euromissile с ракетой в контейнере массой около 12 кг и имеет вдвое меньшую дальность, т.е. 2000 м. ПТРК MILAN поступил на вооружение в 1974 г. Этот комплекс, оцениваемый как лучший западный переносной ПТРК второго поколения, включает снаряд с пусковой трубой-контейнером и пусковую установку на треноге, в которую входят пульт управления, прицельное устройство, электронный блок и источники питания. Пусковая установка может монтироваться на легкие транспортные средства.

Ракета имеет корпус из легких сплавов, стартовый и маршевый РДТТ и кумулятивную боевую часть диаметром 103 мм, которая обеспечивает бронепробитие 650 мм. Она помещена в герметически закрытую пусковую трубу-контейнер. Система управления полуавтоматическая со слежением по ИК-излучению трассера и передачей команд по проводам. Расчет комплекса – два человека, стрельба ведется из положения лежа, с колена или стоя (при

стрельбе на малые расстояния. В 1984 г. появилась ПТУР MILAN-2 с усовершенствованной 115–мм БЧ, что обеспечило бронепробитие 880 мм. В 1991 г. появилась ракета Milan-2T с тандемной кумулятивной БЧ, которая обеспечивала такое же бронепробитие, но за ДЗ. ПТРК MILAN-3, появившийся в 1995 г., использовал кодированный ксеноновый трассер, повышающий устойчивость к мерам противодействия со стороны противника, и тепловизор Milis, обеспечивающий обнаружение целей в ночных условиях на дальности до 4000 м.

Впервые примененный во время конфликта в Ливане в 1976 г., ПТРК MILAN был продан в 44 страны. Из общего количества ракет, примененных во время конфликтов, только треть была выпущена по танкам. ПТРК успешно применялся против вертолетов, пусковых установок оперативно–тактических ракет "Скад" и даже против кораблей.

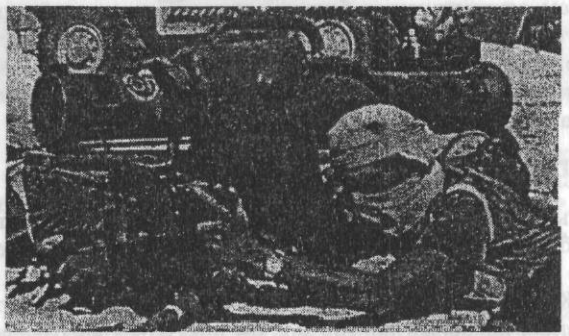


Рис.10.5. ПТРК MILAN на боевой позиции

ПТРК MILAN различных вариантов использовались во время ирано–иракского конфликта 1982–1983 гг., фолклендского конфликта – в 1982 г., операции "Буря в пустыне" – в 1991 г. и т.д. Во время операции "Буря в пустыне" средняя вероятность поражения цели (по оценкам экспертов) составила 0,92.

Было произведено более трети миллиона ПТУР MILAN, включая 76 000 ПТУР во Франции и лицензионное производство 100 000 ракет в Великобритании, Индии и Испании. ПТРК MILAN по–прежнему стоит на вооружении в 44 странах мира. Однако, несмотря на многочисленные модернизации, даже ПТУР MILAN-2T/3 с диаметром лидирующего заряда боевой части 35 мм не способен поражать перспективные танки, так как для преодоления перспективной ДЗ требуется лидирующий заряд с диаметром, по меньшей мере, 50 мм.

ПТРК TRIGAT – TRIGAN

Для замены ПТРК MILAN объединением Euromissile Dynamics Group разрабатывался ПТРК TRIGAT-MR с системой наведения по лучу лазера, обеспечивающей возможность круглосуточного применения в сложных метеоусловиях и устойчивость к мерам противодействия.

Комплекс выполнен по классической схеме и состоит из пусковой установки и управляемой ракеты в транспортно-пусковом контейнере. Пусковая установка представляет собой регулируемый по высоте треножный станок, на котором смонтированы дневной и ночной прицелы и аппаратура пуска и управления ракетой. Конструкция станка позволяет вести стрельбу как с грунта, так и с транспортных средств. На поле боя пусковая установка вместе с двумя ракетами переносится расчетом из двух человек. В изготовленном из легких сплавов корпусе ракеты размещены стартовый и маршевый твердотопливные двигатели, тандемная кумулятивная боевая часть и аппаратура управления. Ракета наводится оператором по кодированному лазерному лучу низкой энергии. Приемник команд находится в хвостовой части ракеты, что затрудняет создание помех.

Работы начались в 1996 г., но после решения Великобритании (страны, заказавшей наибольшее количество пусковых установок и ракет) о выходе из программы в 2000 г. стало ясно, что программа разработки противотанковой ракеты, объединившая пять стран, находится на последнем издыхании. Задержка работ по созданию комплекса еще раз показала, как проблематично довести до успешного завершения программу, в которой принимают участие много стран. Каталитическим фактором явилось то, что Нидерланды после проведения бесконечных изучений других типов ракет отложили на неопределенный срок подписание меморандума о взаимопонимании по серийному производству комплекса, что уже было сделано другими странами за исключением Бельгии. Но так как ПТРК TRIGAT-MR первоначально должен был соответствовать требованиям, предъявляемым Бельгией, Великобританией, Францией, Германией и Нидерландами, то предполагалось, что в конечном итоге некоторые из 44 стран, использующих ПТРК MILAN, увеличат список пользователей ПТРК TRIGAT–MR. Таким образом, по-прежнему оставался широкий рынок сбыта, который можно было осваивать, что впоследствии подтвердилось.

С начала августа и по 15 сентября 2000 г. фирма Aerospatiale Matra Missiles смогла представить новое техническое предложение, в котором были устранены критические замечания, предъявленные к ПТРК TRIGAT–MR в части относительно большоймассы комплекса и излучения при наведении по лазерному лучу, которое не обеспечивало скрытность применения комплекса.

В основном, идея заключается в использовании доработанной ракеты TRIGAT-MR и модифицированной ПУ ПТРК MILAN 3. Комбинированный ПТРК получил название TRIGAN (рис. 10.6).

Модификация ПУ занимает только 30 мин и заключается в замене пусковой направляющей и удалении электронного блока управления, что позволяет сократить массу на пять килограммов. Еще одной модификацией является повышение кратности увеличения прицела с 7^x до 10^x.

Заинтересованность Франции, с которой может объединить свои усилия Германия, плюс простая доработка ПУ Milan 3 для стрельбы новыми ракетами – вот те факторы, которые делают возможным успешное завершение программы разработки комбинированного ПТРК.

Рис. 10.6. Комбинированный ПТРК TRIGAN

Ракета TRIGAT–MR, пройдя многочисленные испытания (включая испытания на полигоне Дера в Великобритании), доказала, что ее боевая часть с диаметром 150 мм успешно пробивает любой тип брони, в том числе и навесную. Тем не менее, ПТУР TRIGAT-MR по-прежнему имеет возможность потенциального развития, отсюда и новые модификации: TRIGAN I и TRIGAN II. ПТУР TRIGAT-MR была ракетой, наводимой по лучу лазера (т.е. беспроводной). Ее противники часто заявляли, что наведение по лазерному лучу не обеспечивает скрытность комплекса, при этом оператор подвергается опасности в течение 12 секунд, пока ракета летит на максимальную дальность 2,5 км. При оснащении ПТУР TRIGAT–MR проводной линией связи (ПЛС) отпадает необходимость использования для ее наведения дорогостоящего охлаждаемого приемника лазерного излучения, который заменяется на ИК-трассер ПТУР MILAN 3, и лазерного излучателя, установленного на ПУ. Кроме того будет изменена конфигурация сопел стартовых двигателей в задней части корпуса для установки катушки ПЛС.

В результате получится ПТРК TRIGAN-I, затраты на производство которого будут сокращены на 50 %, по сравнению с ПТРК TRIGAT-MR. Это делает возможным производить их в рамках того же финансового бюджета, который имел бы ПТРК TRIGAT-MR, если бы он разрабатывался одной Францией.

При скорости полета модифицированной ракеты можно использовать волоконно–оптическую линию связи, через которую возможно передать намного больше информации, чем по медному проводу, имея в два раза меньший диаметр линии связи.

ПТРК TRIGAN, как и ПТРК TRIGAT–MR, обладает возможностью запуска ПТУР из ограниченного пространства благодаря очень малой (16 м/с) стартовой скорости (поэтому угол возвышения пускового контейнера увеличен с одного градуса до семи).

ПТРК TRIGAN-II планируется принять на вооружение в 2010 или в 2015 г. Его ПТУР будет снабжена более эффективной БЧ с молибденовой облицовкой и с бóльшим по размеру диаметром лидирующего заряда (около 80 мм вместо 55 мм), которая будет способна поражать броню танков третьего поколения. Кроме того, в комплексе будет применена ВОЛС для передачи изображения с размещенной в носовой части ракеты тепловизионной ГСН на ПУ для достоверного распознавания целей на значительно больших дальностях. Дальность в 5000 м для вариантов комплекса, устанавливаемых на боевых машинах, может быть достигнута путем применения новых ракетных топлив и увеличения длины маршевого двигателя в сочетании с более тонким, а потому более длинным (по сравнению с медным) волоконно-оптическим кабелем.

ПТРК Bill

Одной из противотанковых систем с дальностью стрельбы до 2000 м является ПТРК Bill фирмы Bofors. ПТРК Bill использует принцип атаки цели сверху на пролете. БЧ ПТУР Bill оснащена контактным и неконтактным, комбинированным взрывателями с оптическим (лазерным) и магнитным датчиками. Оптический датчик фактически является высотомером, который замеряет расстояние от ракеты до поверхности, находящейся под ней.

ПТРК Bill максимально прост в применении. Оператор удерживает перекрестие прицела по центру цели, а ракета, управляемая по ПЛС, автоматически летит на высоте примерно 1 м над линией визирования. Когда ракета обнаруживает объект, классифицируемый ею как БТТ, происходит подрыв обращенной вниз боевой части.

Новый ПТРК Bill-2 (рис.10.7), производство которого недавно началось, работает по аналогичному принципу, но его ПТУР имеет две кумулятивные БЧ, направленные вниз.

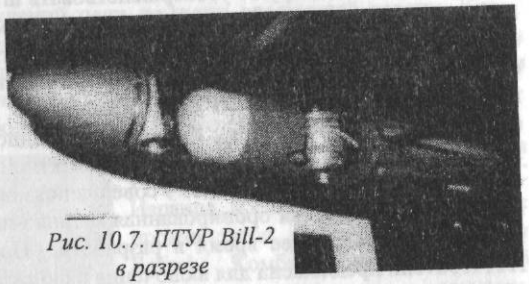


Рис. 10.7. ПТУР Bill-2 в разрезе

Лидирующая и основная БЧ ПТУР Bill-2 скоординированы таким образом, что все ударные воздействия кумулятивных струй направлены в одну точку на поверхности цели. Передний заряд диаметром 80 мм, заимствованный с БЧ легкого противотанкового гранатомета АТ-4 фирмы Bofors, "снимает" ДЗ и пробивает в верхнем слое брони небольшое углубление, в которое проникает кумулятивная струя основного 102–мм заряда.

ПТУР Bill-2 также может срабатывать по небронированным целям в режиме атаки на пролете с использованием только оптического датчика и в режиме прямой атаки с использованием контактного взрывателя. Оптический датчик в дальнейшем был усовершенствован таким образом, чтобы подрывать заряды в момент пролета ракеты над башней бронированной цели.

ПТРК Javelin

Легкий ПТРК Javelin с дальностью стрельбы до 2000 м является совместной разработкой фирм Lockheed Martin и Raytheon. Разработанный для замены

ПТРК II поколения Dragon, ПТРК Javelin в настоящее время производится для СВ и корпуса морской пехоты США. Он действует по принципу "выстрелил и забыл". Тепловизионная ГСН ПТУР осуществляет захват цели до пуска, затем ракета стартует под углом 18° к горизонту для атаки сверху в верхнюю часть цели тандемной БЧ. Траектория атаки сверху обусловлена малым диаметром боевой части ракеты (рис. 10.8).

Рис. 10.8. ПТУР Javelin поражает танк

СВ США планируют усовершенствовать штатный носимый ПТРК Javelin. Работы направлены на увеличение дальности стрельбы комплекса и повышение его могущества. Предполагается модернизировать ППУ и ракету. В усовершенствованной ракете будет установлен новый ракетный двигатель, который обеспечит ей высокую скорость и максимальную дальность полета до 4000 м (у штатной ПТУР – 2500 м). Кроме того, предполагается применение в ПТУР Javelin БЧ новой конструкции, более компактной и легкой, чем штатная БЧ, но с повышенной эффективностью. Усовершенствованным ПТРК Javelin будет оснащена новая колесная бронированная машина-истребитель танков Stryker, находящаяся в настоящее время в разработке. Программа усовершенствования ПТРК Javelin предложена для включения в бюджет СВ США на 2004-2009 гг.

Штатный ПТРК Javelin был развернут в Афганистане. Он состоит там на вооружении батальонов морской пехоты, а также батальонов 82-й воздушно-десантной и 101-й воздушно-штурмовой дивизий СВ США.

ПТРК Gill и Spike

ПТРК Gill фирмы Rafael, действующий по принципу "выстрелил и забыл", во многом похож на комплекс Javelin и является его конкурентом. Заявленная дальность стрельбы комплекса Gill составляет 2,5 км. Наведение ПТУР Gill осуществляется с помощью комбинированной тепловизионной ИК- и оптической на ПЗС ГСН. Диапазон работы ИК-системы наведения – 3-5 мкм. Масса ракеты Gill вместе с ТПК – 13 кг. Захват цели ПТРК Gill осуществляется на ПУ до пуска ПТУР.

Оператор захватывает цель через комбинированный (дневной на ПЗС/тепловизионный) прицел и осуществляет пуск ракеты. После старта ракета набирает необходимую высоту для атаки цели сверху в режиме пикирования. В этом случае реализуются два основных преимущества: максимальная эффективность БЧ и низкая уязвимость оператора.

Рис. 10.9. ПТУР Spike-LR в контейнере

ПТУР Spike-LR (рис. 10.9) отличается от ПТУР Gill (Spike-MR) наличием катушки с волоконно–оптическим кабелем, установленной в задней части ракеты, обеспечивающей дополнительное (к автономному с помощью ГСН) ручное наведение ПТУР на больших дальностях. ПТРК Spike-LR идентичен ПТРК Gill, но имеет комбинированную систему наведения: автономное наведение (наличие в ракете ГСН) и ручное наведение по волоконно-оптической линии связи. Оператор видит изображение цели по ВОЛС и может корректировать в ручном режиме полет ПТУР до цели, т.е. реализовать принцип «стреляю-наблюдаю-корректирую». Это также позволяет оператору проводить оценку степени повреждений цели до пуска следующей ракеты. Кроме этого, данная особенность позволяет ПТРК вести стрельбу по ненаблюдаемым целям (они могут быть закрыты естественными укрытиями, дымовой завесой и др.), которые не могут быть «захвачены» с огневой позиции, однако это неизбежно приводит к возрастанию стоимости данного вида вооружения.

ПТРК Spike-LR (рис. 10.10 и 10.11) находится на вооружении ВС Израиля и Сингапура, где он также производится по лицензии фирмы Rafael. Комбинированный способ наведения позволяет увеличить максимальную дальность стрельбы ПТУР с 2500 до 4000 м благодаря более простому обнаружению и захвату цели.

Рис. 10.10. ПТРК Spike-LR на боевой позиции

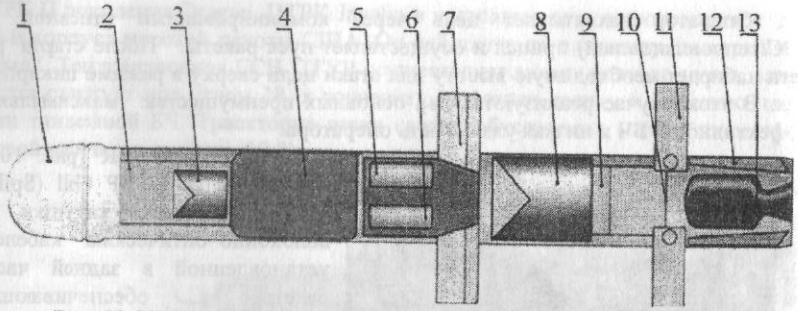


Рис. 10.11. ПТУР Spike-LR в разрезе (схема): 1 – тепловизионная и дневная на ПЗС ГСН; 2 - блок электроники; 3 – лидирующий заряд; 4 – маршевый двигатель; 5 – гироскоп; 6 – батарея; 7 – складывающиеся крылья; 8 – основной заряд тандемной БЧ; 9 – предохранительно-исполнительный механизм; 10 – рулевой привод; 11 – рули; 12 — катушка ВОЛС; 13 – стартовый двигатель

ПТРК «Метис-М1»

Необходимость автономных действий ротных и взводных тактических групп, имеющих на вооружении стрелковое оружие и гранатометы, зачастую в отрыве от основных сил вызывает потребность создания легкого носимого ПТРК, обладающего способностью поражать не только танки, оснащенные как навесной, так и встроенной динамической защитой, но и другие опасные для пехоты цели - огневые точки, блиндажи и т.п. Подразделение, вооруженное легким ПТРК, должно действовать как в обороне, в том числе в населенных пунктах, так и в наступлении в спешенных боевых порядках. Эти обстоятельства, а также предполагаемая массовость применения, предъявляют к составу и характеристикам комплекса ряд требований:

Рис. 10.12. ПТРК «Метис-М» на боевой позиции

- высокая надежность;
- невысокая стоимость;
- удобство переноса;
- высокая оперативность боевого применения.

Для вооружения низовых подразделений сухопутных войск и мобильных групп КБП разработало носимый ПТРК «Метис-М» с максимальной дальностью стрельбы 1500 м, в котором реализованы данные требования. Его последующая модернизация в части достижения максимальной дальности 2000 м и среднего бронепробития до 950 мм привела к созданию ПТРК «Метис-М1». Причем увеличению дальности способствовали новые алгоритмы управления, а микропроцессорное исполнение наземной аппаратуры позволило снизить на 1 кг массу комплекса в целом. Благодаря оригинальной концепции построения системы управления была разработана ракета, у которой отсутствуют традиционные элементы – батарея электропитания, электронная аппаратура управления, гироскопический датчик угла крена, и тем самым она по своему составу стала приближаться к гранатометному выстрелу.

Комплекс «Метис-М1» (рис. 10.13), сохраняя положительные свойства гранатомета, обеспечивает резкое повышение основных характеристик – дальности и точности стрельбы, могущества действия по цели. Он в полной мере соответствует требованиям, предъявляемым к современному многоцелевому ПТРК.

Мобильность и высокая боеготовность

Малые габариты и масса составных частей позволяют сформировать компактные вьюки для транспортировки на любые расстояния, что делает комплекс носимым. Расчет из трех человек, помимо личного оружия, переносит боекомплект из пяти ракет. В отличие от зарубежных ПТРК MILAN и «Dragon», в которых компоненты комплекса переносятся поблочно, в ПТРК «Метис-М1» одним из членов расчета во вьюке переносится пусковое устройство с установленной на нем ракетой, что значительно сокращает время подготовки к выстрелу и позволяет вступать в боевые действия непосредственно с марша. В случае внезапного появления цели оператор может стрелять с плеча с упором пускового устройства на местные предметы (рис. 10.14).

Рис. 10.13. Расчет ПТРК «Метис-М1» на марше

Состав боевых средств:

- управляемые ракеты 9М131М и 9М131ФМ;
- пусковое устройство 9П151М;
- тепловизионный прицел 1ПН86-ВИ.

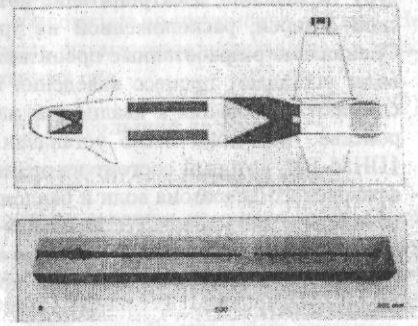


Рис. 10.14. Компоновка ПТУР «Метис-М1» и ее бронепробитие

Противотанковая управляемая ракета состоит из последовательно расположенных носового отсека с мощным лидирующим кумулятивным зарядом, рулевого привода, разгонно-маршевого двигателя, основного кумулятивного заряда, крыльевого отсека с трассером и стартового двигателя с катушкой проводной линии связи.

Размещение основного кумулятивного заряда за разгонно-маршевым двигателем решает ряд задач, а именно:

– обеспечение его защиты от осколков при взрыве лидирующего кумулятивного заряда;

– удаление основного кумулятивного заряда от точки встречи с броней на оптимальное расстояние, при котором бронепробитие максимально;

– преодоление существующих навесных и встроенных динамических защит мощным лидирующим кумулятивным зарядом.

Тандемная кумулятивная боевая часть ракеты 9М131М позволяет поражать широкую номенклатуру целей, в том числе основные боевые танки, оснащенные навесной и встроенной динамической защитой, легкобронированную технику, фортификационные и полевые сооружения (дот, дзот и т.д.), и пробивать железобетонные преграды толщиной до трех метров. С целью расширения диапазона боевого применения комплекса управляемые ракеты 9М131ФМ оснащаются термобарической боевой частью, обладающей фугасным действием крупнокалиберного артиллерийского снаряда и особенно эффективной при стрельбе по зданиям и сооружениям городского типа и другим инженерным сооружениям.

Пусковое устройство 9П151М состоит из оптического прицела-прибора наведения (оптико-механического пеленгатора ракеты), электронного аппаратурного блока и треножного станка с механизмами вертикального и горизонтального наведения и пуска ракеты.

Определение отклонений трассера от линии визирования и угла крена ракеты обеспечивается опто-механичкским пеленгатором. Выработка команд в проводную линию связи возлагается на наземную микропроцессорную аппаратуру управления, электропитание которой осуществляется от термоэлектрической батареи, расположенной на транспортно-пусковом контейнере ракеты. Специально разработанные прецизионные (высокоточные) механические приводы упрощают процесс наведения прицельной марки на цель и тем самым снижают требования к квалификации оператора. Конструкция пускового устройства позволяет легко устанавливать и снимать тепловизионный прицел 1ПН86-ВИ, который состоит из оптико-электронного блока с приемником инфракрасного диапазона волн и баллонной системой охлаждения. В качестве источника питания используется никель-кадмиевая аккумуляторная батарея.

Простота и удобство эксплуатации

Данное качество комплекса «Метис-М1» (табл. 10.1) обусловливается следующим:

– быстро, за 15 - 20 с переводится из походного положения в боевое;

– имеет скорострельность 3 - 4 выстрела в минуту;

– позволяет вести стрельбу с подготовленных и неподготовленных позиций из положений «лежа», «стоя из окопа», с различных боевых машин, а также над водной поверхностью;

– герметичностью – с ним можно преодолевать водные преграды;

– может перевозиться любыми видами транспорта и авиадесантироваться.

Таблица 10.1

Основные характеристики ПТРК «Метис-М1»

Дальность стрельбы днем и ночью, м	80-2000
Система управления	Полуавтоматическая, с передачей команд по линии связи
Габаритные размеры, мм: – калибр ракеты – длина контейнера с ракетой	 130 980
Боевые части	Тандемная кумулятивная, термобарическая фугасного действия
Среднее бронепробитие КБЧ, мм	950
Тротиловый эквивалент ФБЧ, кг	6
Масса, кг: – пускового устройства – контейнера с ракетой – тепловизионного прицела	 Не более 9,5 13,8 6,5
Масса вьюков, кг: – пусковое устройство с ракетой – два контейнера с ракетами	 23,8 28,6

Оптимальное сочетание высоких тактико-технических и эксплуатационных характеристик позволяет для усиления боевого могущества оснащать комплексом «Метис-М1» пехотные подразделения, десантные войска, специальные подразделения для борьбы с террористами. Опыт войсковой эксплуатации показывает, что носимый противотанковый ракетный комплекс «Метис-М1» – мощное и эффективное многоцелевое оборонительно-штурмовое оружие. Невысокая стоимость позволила организовать его массовое производство и насытить им низовые подразделения вооруженных сил.

10.3. Переносные и самоходные ПТРК большой дальности

ПТРК TOW (США)

Одним из первых ПТРК II поколения является комплекс TOW (Tube-launched, Optically-tracked, Wire-quided – ракета, запускаемая из пусковой трубы, с оптическим сопровождением и передачей команд наведения по проводам) с ПТУР BGM-71 TOW фирмы Raytheon (рис. 10.15). Тяжелая ПТУР «Тоу» принят на вооружение армией США в 1968 году. Впервые был применен во Вьетнаме в 1972 г. Ракета BGM-71 TOW продемонстрировала вероятность по-

падания в цель 0,77, в шесть раз превышающую вероятность попадания ракеты SS-11. Свыше 660000 ПТУР TOW изготовлено по заказу 44 стран.

ПТРК TOW включает ракету в пластмассовом герметичном контейнере, а также пусковое оборудование и аппаратуру наведения, устанавливаемые на переносной треноге или на различных транспортных средствах.

Ракета калибра 152 мм имеет кумулятивную или осколочно-фугасную боевую часть, стартовый и маршевый РДТТ. Система управления – полуавтоматическая, с инфракрасной аппаратурой сопровождения ракеты и передачей команд по проводам.

На поле боя комплекс обслуживается расчетом из трех человек и может переноситься номерами расчета. Дальность стрельбы первоначального варианта 3000 м. В результате проведенной модернизации маршевая скорость увеличена до 300 м/с, а дальность возросла до 3750м. Модернизованный ПТРК BGM–71C поступал в войска с 1976 года.

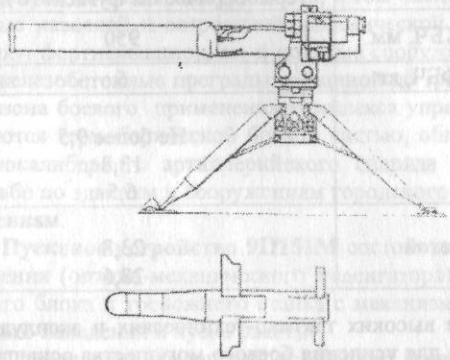


Рис. 10.15. Пусковая установка и ракета ПТРК BGM–71C

Комплекс TOW прошел несколько этапов усовершенствования. Так, в ракете TOW–2A (рис. 10.16) фирмы Raytheon появилась тандемная БЧ, предназначенная для поражения танков, защищенных динамической защитой.

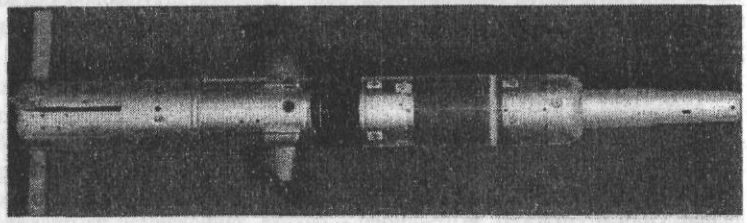


Рис. 10.16. Швейцарский вариант ПТУР TOW-2 – TOW WH96

Существует мачтовый вариант ПТРК TOW под названием ETS (Elevated TOW Systems – подъемная система TOW). Он представляет собой ПУ с четырьмя ракетами (по две с каждой стороны мачты) и оптоэлектронной систе-

мой управления огнем, установленной на подъемной платформе, размещенной на БТР М113.

Ракета TOW-2B (рис. 10.17) летит к цели с превышением линии визирования цели. Она оснащена неконтактным комбинированным оптико-магнитным (с лазерным высотомером) взрывателем и новой БЧ с двумя, установленными под углом 90° к продольной оси ракеты, зарядами. Поражение цели осуществляется на пролете в верхнюю проекцию самоформирующимися при подрыве зарядов бронебойными элементами («ударными ядрами»).

Рис. 10.17. ПТУР TOW-2B фирмы Raytheon атакует танк

В марте 2003г. на выставке IDEX в Абу-Даби фирма RUAG представила свой вариант БЧ для модернизации ПТУР TOW-2, разработанный для поражения танков, оснащенных динамической защитой третьего поколения (рис. 10.18). Предлагаемая БЧ имеет новый компактный основной заряд с медной облицовкой и отношением длины к диаметру порядка 0,75. Для преодоления динамической защиты третьего поколения в телескопической игле БЧ установлены 2 лидирующих заряда диаметром 70 и 50 мм. Величина бронепробития БЧ гомогенной брони за динамической защитой составляет 1300 мм.

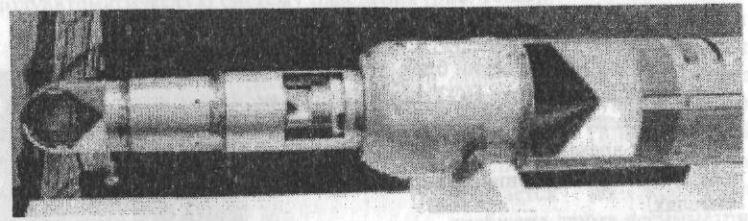


Рис. 10.18. Вариант БЧ фирмы RUAG для оснащения ПТУР TOW-2

Одна из проблем командной полуавтоматической системы наведения, используемой в ПТРК II поколения, связана с трассером, установленным в хвостовой части ракеты, для отслеживания ракеты на траектории устройством сопровождения с ПУ. Во время ирано-иракской войны было обнаружено, что ПТУР TOW ранних выпусков в процессе наведения на цель терялись автомати-

ческой системой слежения из-за слабой помехозащищенности комплекса. В результате этого ПТУР TOW-2B были оснащены длинноволновым и коротковолновым кодированными ксеноновыми ИК-трассерами.

ПТУР TOW-F&F (Fire & Forget – "выстрелил и забыл") не имеет ПЛС. Она будет оснащена ИК ГСН с матричным приемником излучения, расположенным в фокальной плоскости.

Ракета TOW–F&F является автономной системой, имеет повышенную вероятность попадания в цель и увеличенную скорострельность. В ПТУР TOW-F&F будет также использоваться радиокомандная беспроводная система наведения, которая требует участия оператора, т.е. ПТУР TOW–F&F будет иметь дублирующую систему наведения для применения по целям, находящимся за пределами зоны действия ГСН. Она будет иметь возможность поражения танков, оснащенных системами активной защиты.

ПТРК HOT

Европейским конкурентом ПТРК TOW на рынке ПТРК, запускаемых с вертолета, стал комплекс HOT объединения Euromissile, который появился спустя пять лет. В нем используется аналогичная полуавтоматическая командная система наведения с ПЛС, но в отличие от ПТРК TOW, ракета комплекса HOT имеет бóльшую дальность.

В ПТРК HOT объединения Euromissile (Франция-Германия) проблема борьбы с РЭП решается с помощью новой камеры на ПЗС и двухспектрального трассера, работающего в двух диапазонах длин волн 1 и 10 мкм. ПТРК HOT – один из комплексов, который предлагается для вооружения усовершенствованной модульной башенной ПУ ATM (Advanced Turret Modular) объединения Euromissile. Башенная ПУ HOT/ATM может быть размещена на машинах типа Pandur (колесная формула 6x6) совместно с приборами СУО.

В состав приборов СУО башенной ПУ HOT/ATM входят установленные на подъемной мачте:

– дневная ТВ-камера;
– тепловизор;
– лазерный дальномер;
– элекро-оптический блок системы наведения.

Семейство ракет HOT применялось во время ирано-иракской войны, в Ливане, Чаде, Западной Сахаре и во время войны в Персидском заливе. К настоящему времени 18 странами в общей сложности заказано 85 000 ракет HOT, 720 ПУ для размещения на вертолетах и 820 ПУ для установки на наземных носителях.

Самоходный ПТРК AMX–10 «Хот» (рис. 10.19) разработан на базе боевой машины пехоты AMX–10P, боекомплект 16–20 ракет.

Рис. 10.19. Самоходный ПТРК AMX–10 «Хот»

Тактико–технические характеристики:

Боевой вес комплекса, т	14,1
Калибр ракеты, мм	136
Средняя скорость ракеты, м/с	260
Тип боевой части	кумулятивная
Система наведения	самонаведение, командная по проводам
Бронепробитие	700–800
Дальность стрельбы, м	
максимальная	4000
минимальная	75

ПТРК "Малютка"

Чтобы продлить жизненный цикл эксплуатации ПТУР 9М14 "Малютка" в комплексе заменили ручную командную систему наведения с ПЛС на командную полуавтоматическую систему наведения (рис. 10.20).

Рис. 10.20. ПТРК "Малютка-2" фирмы КБМ

Наземная аппаратура управления (НАУ) разработана фирмой ЛОМО, она предназначена для пуска и наведения ПТУР. Новая ПТУР "Малютка–2" в полете вращается по крену. Она снабжена двумя несимметрично расположенными трассерами, с помощью которых в процессе наведения НАУ автоматически выделяет ракету от простых помех. Отличительной особенностью НАУ является повышенная устойчивость к средствам электронного противодействия за счет сужения поля зрения канала наведения в зависимости от времени полета, а также – за счет применения трассера,

работающего в очень узком диапазоне длин волн. В ПТУР " Малютка–2 " также используются усовершенствованные ракетные двигатели, обеспечивающие увеличенную среднюю скорость полета. Эта ПТУР оснащена тандемной кумулятивной БЧ, бронепробиваемость основной БЧ увеличена в 2 раза, кроме того она может быть также оснащена осколочно–фугасной БЧ.

Для усовершенствованного варианта ПТУР «Малютка-2000» предложена тандемная БЧ массой 2,8 кг и калибром 120 мм (рис. 10.21).

Рис. 10.21. ПТУР «Малютка 2000» с тандемной БЧ

В качестве основного заряда в ней используется заряд нового поколения разработки фирмы RUAG, с соотношением длины к диаметру равным 1, с медной облицовкой, изготовленной оригинальным технологическим методом фирмы. В БЧ установлено защитное устройство Roundhammer между лидирующим и основным зарядами. По утверждению разработчиков, обеспечивается величина бронепробития выше 10 калибров.

ПТРК "Штурм"

В число более поздних разработок фирмы КБМ входит ПТУР 9М114 комплекса "Штурм", который является штатным вооружением вертолета Ми-24 и который имеет полуавтоматическую радиокомандную систему наведения.

ПТРК "Штурм" был разработан в конце 70-х годов. Это был первый советский комплекс со сверхзвуковой ракетой (М = 1,5). К цели ракета летит над линией визирования. На дальности 500…700 м от цели она переходит в режим пикирования. ПТРК "Штурм" применялся в Афганистане. Его ракета может быть оснащена различными типами БЧ, в том числе и термобарической. На базе ПТУР "Штурм" создана ПТУР 9М120 "Атака-В" с тандемной БЧ (рис. 10.22).

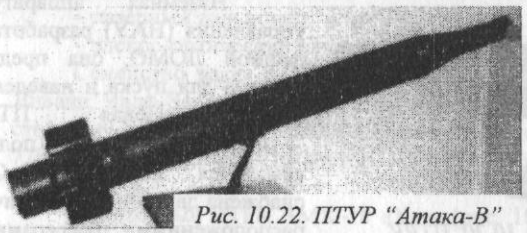


Рис. 10.22. ПТУР "Атака-В"

В середине 90–х годов на рынок был предложен самоходный ПТРК 9П149 "Штурм-С", установленный на гусеничном шасси транспортера-тягача МТ-ЛБ с возимым боекомплектом 12 ПТУР.

Последний вариант ракеты – "Штурм-2" оснащен БЧ массой 7,4 кг. Эта ПТУР имеет максимальную дальность управляемого полета 7000 м, что почти вдвое больше, чем у ПТУР TOW–2. При разработке ПТРК с полуавтоматической радиокомандной системой наведения специалисты фирмы КБМ исходили из того, что в этом случае ракета не будет иметь известных ограничений по

дальности и скорости полета, которые возникают при использовании проводной линии связи.

ПТРК «Хризантема»

Новейшим изделием КБМ (г. Коломна) является всепогодный, многоцелевой ПТРК 9М123 «Хризантема-С» (рис. 10.23).

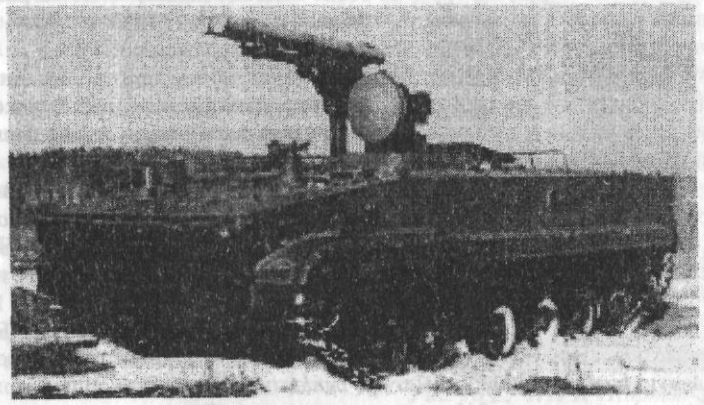


Рис. 10.23. ПТРК «Хризантема–С» в боевом положении

ПТРК отвечает следующим требованиям:

– возможность боевого применения в дневных и ночных условиях при любой погоде;

– автоматическое управление (наведение) ракеты;

– сверхзвуковая скорость на всем протяжении траектории полета ракеты;

– использование двухканальной системы наведения, обеспечивающей одновременное наведение двух ракет на две цели;

– обеспечение поражения различных целей;

– обеспечение высокой устойчивости по отношению к средствам электронного подавления;

– обеспечение высокой проходимости носителя.

Конструкция ПТРК позволяет использовать его на ПУ пьедестального типа либо на шасси БМП-3 с автоматической системой перезаряжания. В БМП-3 могут размещаться 15 готовых к пуску ракет.

Основная роль ПТРК «Хризантема-С» – поражение боевых танков на больших дальностях. Однако данная система способна поражать вертолеты и самолеты, летящие на малых скоростях и низких высотах.

Система имеет два режима (канала) наведения. Первый – полностью автоматический, радиолокационный, в мм-диапазоне. Второй – полуавтоматический, по лучу лазера. Так как система использует два канала наведения и ПУ

на две ракеты, она обладает способностью поражать две цели одновременно, используя разные сиситемы наведения.

Предполагается, что использование принципа радиолокационного наведения сможет обеспечить значительное оперативное преимущество, а именно: система может эффективно применяться в таких условиях, когда все носимые и мобильные ПТУР, как свои, так и противника, будут «ослеплены». Другой важной особенностью, которую не стоит недооценивать, является реализация принципа "выстрелил и забыл", который в значительной степени снижает влияние человеческого фактора на вероятность поражения.

«Хризантема-С» обеспечивает надежную работу против пассивных и активных средств противодействия, в присутствии атмосферных осадков, пыли или плотного дыма и источников тепла, таких как пожары в зоне боевых действий (горящая военная техника).

В данной системе применяются два типа ракет. Ракета 9М123-2 имеет тандемную кумулятивную БЧ, способную пробивать 1000 мм обычной стальной брони за ДЗ (рис. 10.24). Ракета 9М123-Ф-2 оснащена фугасной БЧ (может оснащаться термобарической), которая высоко эффективна против небронированных целей, бункеров и живой силы.

Длина ракеты составляет 2,057 м, диаметр ее корпуса – 150 мм. БЧ имеет несколько больший диаметр. Ракета летит со сверхзвуковой скоростью на максимальную дальность 6000 м. Четыре складывающихся по корпусу крыла удалены от носа ракеты на 3/4 длины ее корпуса. Два руля управления установлены сзади. Приемник излучений систем наведения находится также в задней части ракеты.

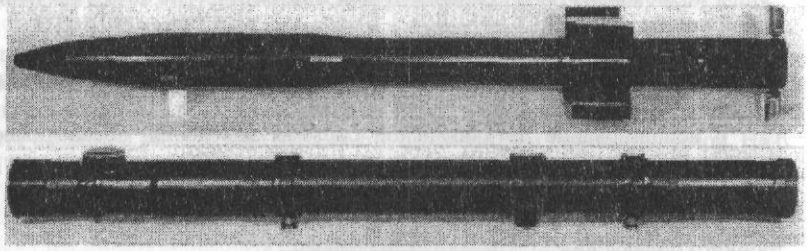


Рис. 10.24. Ракета 9М123-2 с тандемной кумулятивной БЧ ПТРК «Хризантема-С» и ее транспортно-пусковой контейнер (внизу)

ПТРК «Корнет-Э»

Комплекс «Корнет-Э» – экспортный вариант ПТРК «Корнет». Он является мощным оборонительно-штурмовым оружием мотострелковых подразделений сухопутных войск, используемым по любым целям. Коиплекс позволяет решать боевые задачи до непосредственного огневого соприкосновения с войсками противника. При создании комплекса «Корнет-Э» были приняты новые технические решения по компоновке ракеты, конструкции пусковой установки

и системе управления ракетой, которые дали ему возможность в полной мере соответствовать концепции построения ПТРК третьего поколения (рис. 10.25).

Состав боевых средств комплекса:

– управляемые ракеты 9М133-1 и 9М133Ф-1;

– пусковая установка 9П163-1/2;

– тепловизионный прицел 1ПН79-1.

Рис. 10.25. ПТРК «Корнет-Э» на боевой позиции

Противотанковая управляемая ракета 9М133-1 с тандемной кумулятивной боевой частью, с бронепробитием 1000-1200 мм поражает все современные и перспективные танки, оснащенные как навесной, так и встроенной динамической защитой, а также пробивает бетонные монолиты, сооружения из сборного железобетона толщиной 3 - 3,5 м.

При внутренней компоновке ракеты 9М133-1 использовались технические решения, хорошо зарекомендовавшие себя на ракете 9М131-М комплекса «Метис-М1».

С целью расширения диапазона боевого применения комплекса управляемые ракеты 9М133Ф-1 оснащаются термобарической боевой частью фугасного действия, имеющей большой радиус поражения ударной волной и высокой температурой продуктов взрыва. Она предназначена, в первую очередь, для уничтожения протяженных небронированных и легкобронированных целей и живой силы на открытой местности, за укрытиями и в зданиях. Эффективно применение ракеты 9М133Ф-1 и по позициям тактических и зенитных ракет, по авиационной технике на аэродромах, по судам на водной поверхности (рис. 10.26).

Пусковая установка 9П163-1 состоит из треножного станка, прицела-прибора наведения 1П45-1, высокоточных механических приводов наведения и механизма пуска ракет. Конструктивной особенностью пусковой установки 9П163-1 является возможность легкой установки и съема тепловизионного прицела 1ПН79-1, который состоит из оптико-электронного блока с приемником инфракрасного диапазона волн и баллонной системой охлаждения. Для транспортировки комплекса «Корнет-Э» и удобства эксплуатации боевым расчетом пусковая установка П163-1 складывается в компактное походное положение, тепловизионный прицел размещается во вьючном устройстве и доставляются в зону боевых действий любым видом транспорта.

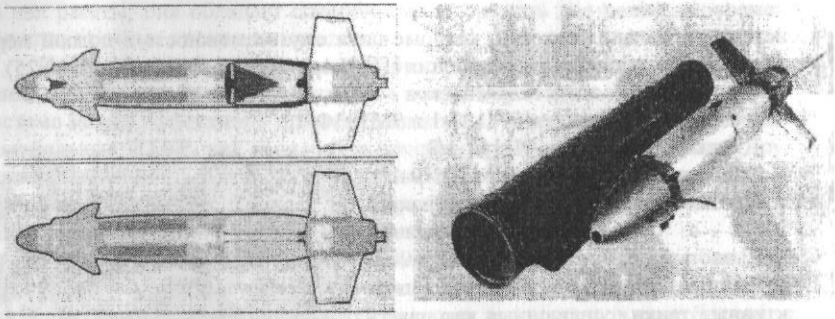


Рис. 10.26. Варианты компоновки ракеты с тандемной кумулятивной и термобарической БЧ, внешний вид ракеты и пускового контейнера

ПТРК «Корнет-Э» (табл. 10.2) обладает рядом достоинств, выгодно отличающих его от зарубежных аналогов:

– в комплексе с использованием принципа «вижу - стреляю» и наличием лазерно-лучевой системы управления обеспечена максимальная дальность стрельбы 5500 м. Западная концепция построения ПТРК большой дальности по принципу «выстрелил - забыл», ПТУР которых оснащены пассивными ГСН на ПЗС матрицах (АТШ-З/Ш), так и осталась нереализованной по ряду причин. Например, разрешающая способность тепловизионного прицела, размещенного на носителе вооружения, значительно выше, чем у ГСН, поэтому проблема захвата цели на старте так и осталась технически нерешенной. Обстрел целей, не имеющих значительного контраста в дальнем ИК диапазоне длин волн (бункеры, доты, пулеметные гнезда и другие инженерные сооружения), невозможен, особенно в условиях пассивных оптических помех. Есть проблемы масштабирования изображения цели в ГСН при подлете ракеты к ней, да и стоимость отдельно взятой ракеты слишком высока;

– универсальностью применения, поражением всех целей вне зоны эффективного ответного огня противника;

– кодированием лазерного излучения, которое позволяет с двух установок 9П163-1 вести одновременную перекрестную и параллельную стрельбу по двум целям;

– полной защищенностью от воздействия излучения станций оптических помех типа «Штора-1» (Россия), Рота1$ (Израиль);

– принцип наведения ракеты в луче лазера позволяет вести стрельбу с ходу при наличии стабилизации линии визирования, что и реализовано в одноместном боевом модуле «Кливер»;

– простотой в обращении, не требующей высокой квалификации обслуживающего персонала, обеспечением боевой работы в положениях «лежа», «с колена», «стоя в окопе», с подготовленных и неподготовленных огневых позиций.

Таблица 10.2

Основные характеристики ПТРК «Корнет-Э»

Дальность стрельбы, м Днем / ночью	100-5500 / 100-3500
Система управления	Полуавтоматическая, по лучу лазера
Калибр ракеты, мм	152
Боевая часть	Тандемная кумулятивная, термобарическая фугасного действия
Бронепробитие КБЧ, мм	1000-1200
Тротиловый эквивалент ФБЧ, кг	10
Температурный диапазон, °С	От –20 до +60
Скорострельность, выстр./мин	1-2
Время перезарядки ПУ, с	30

Один из вариантов исполнения комплекса «Корнет-Э» – автономная пусковая установка 9П163-2, размещаемая на легких носителях, которая предназначается для оснащения подвижных огневых групп, способных быстро перемещаться, наносить огневые удары и менять позиции (рис.10.27).

Рис. 10.27. Автономная пусковая установка 9П163-2 на легком носителе

Пусковая установка 9П163-2 состоит из турели с четырьмя контейнерами, прицела-прибора наведения 1П45-1, тепло-визионного прицела 1ПН79-1, электронного модуля и места оператора. Отдельно размещается боеукладка на 5 ракет. Пусковой установке 9П163-2 присущи такие свойства, как постоянная боевая готовность – производство до четырех выстрелов без перезарядки, автоматизация процесса поиска цели, ее сопровождения за счет использования электромеханических приводов, возможность стрельбы двумя ракетами по одной цели.

Управляемые ракеты комплекса «Корнет-Э» не требуют технического обслуживания при эксплуатации и хранении.

10.4 Вертолетные ПТРК

Следует заметить, что большинство рассматриваемых ракет не являются только вертолетными. Для большинства имеются варианты сухопутного и даже морского базирования. Привлекательным фактором является , как правило

значительное могущество БЧ этих ракет, что позволяет использовать их как многоцелевое оружие по различным целям.

Противотанковая управляемая ракета ZT-35 Ingwe

Наведение по лазерному лучу применяется также в ПТУР Ingwe ("Леопард") фирмы Kentron, которая является модернизацией ракеты ZT–3 (рис. 10.28). Ракета Ingwe оснащена тандемной кумулятивной БЧ, бронепробитие которой составляет более 1000 мм за динамической защитой. Ракета выполнена по нормальной аэродинамической схеме.

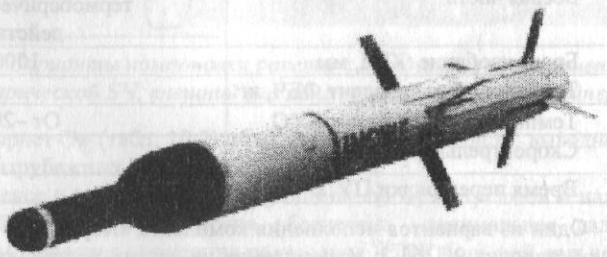


Рис. 10.28. Противотанковая управляемая ракета ZT5 Ingwe

Средний и хвостовой отсеки ПТУР ZT-35 Ingwe (рис. 10.29) внешне идентичны ракете ZT-3 Swift. Однако, благодаря наличию в носовой части первого отсека выдвижной телескопической иглы, ракета стала похожей на американскую ПТУР BGM-71E TOW-2A, хотя имеет большие габариты и массу.

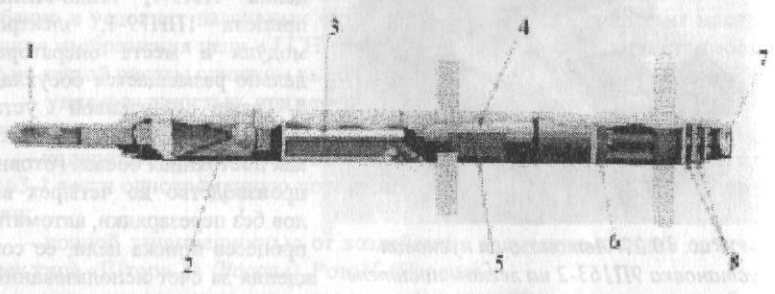


Рис. 10.29. Схема ПТУР ZT-35 Ingwe: 1 – лидирующий заряд; 2 – основной заряд; 3 – маршевый РДТТ; 4 – баллон со сжатым газом для блока рулевого привода; 5 - термобатарея и гироскоп; 6 – блок рулевого привода; 7 - приемник лазерного излучения; 8 – автопилот и блок питания

Бортовая система управления с помощью приемника лазерного излучения, расположенного в основании хвостовой части ракеты, автоматически оп-

положение ракеты относительно оси лазерного луча, направленного
и в случае отклонения корректирует траекторию полета до ее совме-
линией визирования цели. Ракета летит по линии визирования вплоть
ания в цель.
остав бортовой системы управления ракеты входит новый цифровой
т, который имеет улучшенные характеристики, что позволяет произ-
вод в систему управления необходимых полетных данных перед пус-
ты.
ета имеет мощную тандемную кумулятивную боевую часть, обеспечи-
эффективный вывод из строя бронетанковой техники. Лидирующий
положен в телескопической игле, там же находится и неконтактный
взрыватель, что позволяет подрывать лидирующий и основной заря-
птимальном расстоянии от цели, обеспечивая "снятие" динамической
и бронепробитие 1000 мм за ДЗ. В конструкции взрывного устройства
ется индукционный датчик для обнаружения присутствия металла и
ния в действие взрывателя, срабатывающего на определенном расстоя-
ели. Использование этого индукционного датчика предохраняет взры-
т преждевременного срабатывания при встрече с неметаллическими
ми, такими как, например, ветви деревьев.
игательная установка ракеты обеспечивает максимальную скорость по-
м/с.
УР ZT-3 Swift и ZT-35 Ingwe поступают в войска в герметически за-
контейнерах, которые предназначены не только для хранения и транс-
вки, но и для производства пуска. При заряжании пусковой установки,
находящейся внутри готовой к пуску ракетой, вставляется в ПУ, в одно
цилиндрической формы.
и размещении ПТРК на БТР Ratel используется ПУ коробчатого типа
кеты. Кроме этого, комплекс может устанавливаться на боевых верто-
на легком треножном станке для использования в боевых порядках пе-

ПТРК Hellfire

иболее массовым средством среди противотанковых систем с полуак-
лазерным наведением является ПТРК AGM–114 Hellfire фирмы
(в настоящие время производится фирмой Hellfire Systems – объеди-
рм Rockwell и Lockheed Martin). Одним из последних широко исполь-
вариантом комплекса Hellfire является ПТРК AGM–114K Hellfire II.
УР Hellfire II имеет на 40 % меньше деталей и узлов, значительно усо-
твованную тандемную кумулятивную БЧ, меньшую минимальную и
максимальную дальность стрельбы по сравнению с более ранними
и. Эта ПТУР кроме того оснащена цифровым автопилотом и усовер-
ванной ГСН, более устойчивой к электрооптическим помехам. Эта
жет лететь по более низкой траектории, ниже уровня облачности. Она
выполнить повторный захват цели, пройдя через облако.
США ПТРК Hellfire (рис. 10.30) размещен на вертолете АН-64 Apache.

Фирма Lockheed Martin поставляет на рынок башенную установку MHTS (Manned Hellfire Turret System – башенная установка, оснащенная комплексом Hellfire, управляемая оператором) с многоканальной СУО и 4 ПТУР Hellfire II, готовыми к пуску. Башенная установка MHTS размещена на легкой бронированной машине Pandur фирмы General Dynamics.

Ведется разработка варианта ПТУР Hellfire (AGM–114L Hellfire Longbow) с РЛ ГСН, работающей в миллиметровом диапазоне длин волн (рис. 10.31).

В октябре 1999 г. была изготовлена 1000-я ракета Hellfire Longbow, а к августу 2005 г. фирма LLC должна будет поставить 10 397 этих ракет по существующему 5-летнему контракту с армией США.

Специалисты сухопутных войск и корпуса морской пехоты США провели исследование модифицированного варианта ПТРК Hellfire, который часто называют Hellfire 3 или JAWS (Joint – Advanced Weapon System – объединенный усовершенствованный комплекс). Дальность его действия должна быть 20 км, планируемый срок принятия на вооружение – не ранее 2008 г. Один из возможных способов наведения ПТУР – активная лазерная ГСН.

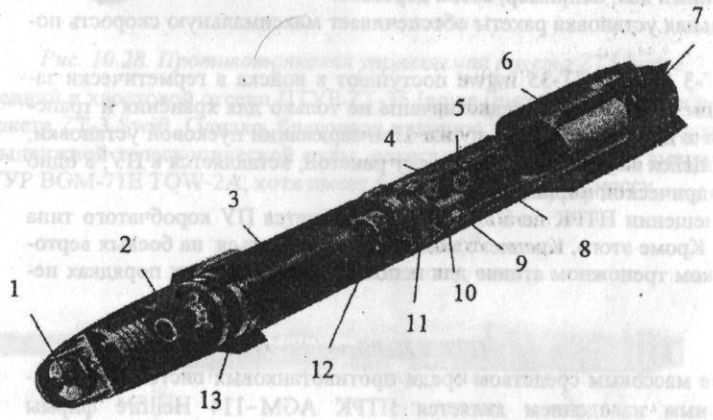


Рис. 10.30. Противотанковая управляемая ракета Hellfire: 1 – лазерная ГСН; 2 – лидер БЧ; 3 –основной заряд БЧ; 4 – аппаратурный отсек; 5, 9 – гироскопы; 6 – РДТТ; 7 – блок рулевых приводов; 8 – автопилот; 10 – батарея; 11 – ВАД; 12 – ПИМ; 13 – взрыватель

Рис.10.31. Вертолет AH-64D Apache Longbow с ПТРК Hellfire Longbow.

В настоящее время еще не принято решение, будет ли ракета нового ения иметь одно – или двухрежимную ГСН. По существующим требова- овая ракета должна подходить для вооружения вертолетов и самолетов.

ПТРК Brimstone

ПТРК Brimstone предназначен для поражения основных боевых танков, х машин пехоты, самоходных артиллерийских установок, реактивных залпового огня, зенитных ракетных комплексов и танковых мостоук- ов в любых метеорологических условиях и в любое время суток (рис.).

Brimstone в своей основе представляет ракету AGM-114 Hellfire, осна- ю активной радиолокационной ГСН мм-диапазона, разработанной фир- Alenia Marconi Systems, которая имеет иную конструкцию чем РЛ ГСН ра- AGM-114 Hellfire Longbow производства США.

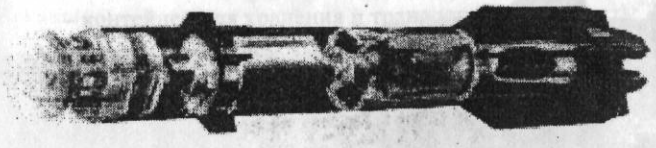


Рис. 10.32. Противотанковая управляемая ракета Brimstone

Ракета Brimstone выполнена по нормальной аэродинамической схеме. Но- часть закрыта полусферическим радиопрозрачным обтекателем. Корпус удлиненную цилиндрическую форму. В передней части ракеты крепится образно расположенное оперение трапециевидной формы, к двигатель- отсеку крепятся крылья трапециевидной формы, переходящие в четыре но смонтированные на хвостовом отсеке поворотные управляющие аэро- ические плоскости – рули. Ракета имеет модульную конструкцию.

В головном отсеке ракеты расположена активная радиолокационная ГСН, далее следует отсек с тандемной кумулятивной боевой частью и отсек автопилота, затем – двигательный отсек, в котором размещен РДТТ.

Управление ракетой осуществляется аэродинамическими рулями с электромеханическими силовыми приводами, размещенными в хвостовом отсеке.

Имея корпус ракеты Hellfire, ракета Brimstone изменена внутри:

– аналоговый автопилот заменен на цифровой автопилот;

– прецессионные гироскопы заменены на высокоточный цифровой кварцевый инерциальный измерительный блок (IMU);

– воздушный баллон и пневматические силовые приводы заменены на термобатарею и электромеханические силовые приводы управления рулями;

– двигательная установка имеет корпус большей толщины.

В приемопередатчике ГСН используется новейшая микрополосная линия и квазиоптическая технология Гаусса. Передатчик имеет малую выходную мощность. Радиолокационные сигналы обрабатываются высокоскоростным цифровым процессором, изготовленным на основе субмикронной технологии производства интегральных схем на комплементарных МОП-транзисторах, с использованием матрицы логических элементов и стандартных микропроцессоров. Процессор обработки сигналов содержит современные алгоритмы распознавания и сопровождения целей, позволяющие оптимизировать точку прицеливания для повышения вероятности поражения цели.

ПТУР Brimstone устойчива к зонам затемнения или ложным целям на поле боя, таким как дым, пыль, вспышки или облака дипольных отражателей. Узкий, шириной в 1°, радиолокационный луч ГСН малой мощности трудно обнаружить и благодаря этому сохраняется внезапность атаки. Ракета содержит алгоритмы распознавания основных целей. При необходимости поражения других объектов могут быть разработаны новые алгоритмы распознавания целей и ракета легко может быть перепрограммирована (рис. 10.33).

Рис. 10.33. Активная радиолокационная ГСН

Ракета Brimstone имеет тандемную кумулятивную боевую часть. Подрыв БЧ обеспечивается ударным взрывателем с электронным предохранительно-исполнительным механизмом. До тех пор, пока ракета в штатном режиме не сойдет с рельсовой направляющей ПУ, БЧ не снимется с предохранения. Лидирующий заряд отклонен от продольной оси ракеты вниз на 5°. При попадании ракеты в цель лидирующий заряд "снимает" динамическую защиту на броне танка и освобождает путь для прохождения кумулятивной струи основного заряда. Боевая часть способна поразить все современные и перспективные танки, включая оснащенные динамической защитой и навесной броней.

Координаты цели могут быть введены в систему при пуске, обеспечивая полет ракеты в заданный район и позволяя ГСН обнаружить и захватить конкретную цель, назначенную оператором. Кроме того, автопилот может обеспечить заранее запрограммированный полет ракеты и выдать на ГСН команду на осуществление автономного поиска целей противника. Ракета Brimstone может быть также запрограммирована на возможность пикирования для самоликвидации в безопасном районе.

Ракета Brimstone снабжена реактивным двигателем на твердом топливе с пониженным дымообразованием. Импульс тяги при срабатывании РДТТ разгоняет ракету до сверхзвуковой скорости (M = 1,7). Время работы двигателя – 3 с. Поскольку двигатель при работе выделяет мало дыма, то вероятность обнаружения пуска ракеты со стороны противника снижается.

ПТРК Brimstone предназначен для вооружения самолетов, однако он может быть доработан для применения с вертолетов и платформ, размещенных на наземных носителях [9].

ПТРК Mokopa

ПТРК ZT-6 Mokopa фирмы Kentron (ЮАР), в переводе с африканского «черная мамба» (ядовитая змея в Южной Африке), предназначен для поражения основных боевых танков, легкобронированной техники, инженерных бункерных сооружений, а также малых кораблей в любое время суток. Он относится к той же категории, что и ПТРК Hellfire и использует полуактивное лазерное наведение. Первые пуски ракеты Makopa с вертолета Rooivalk, для которого она разрабатывается, прошли в1999 г (рис. 10.34).

В состав ПТРК ZT-6 Mokopa входят:

– противотанковая управляемая ракета ZT-6 Mokopa;

– пусковая установка с четырьмя рельсовыми направляющими;

– комплексная система обнаружения и целеуказания;

– контейнер для хранения и транспортировки ракеты ZT-6 Mokopa.

Рис. 10.34. Пуск ПТУР ZT–6 Mokopa с вертолета CSH–2 Rooivalk

Ракета ZT–6 Mokopa выполнена по нормальной аэродинамической схе
ме. Носовая часть ракеты закрыта обтекателем оживальной формы, в центр

которого размещен прозрачный сапфировый элемент. Корпус имеет удлиненную цилиндрическую форму. В передней части цилиндрического корпуса ракеты крепится крестообразно расположенное оперение трапециевидной формы, к двигательному отсеку крепятся крылья аналогичной формы, переходящие в отдельно смонтированные на хвостовом отсеке аэродинамические рули. Ракета имеет модульную конструкцию (рис. 10.35).

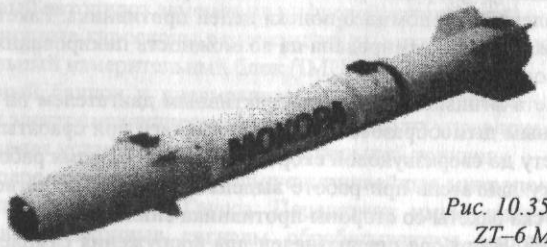


Рис. 10.35. Ракета ZT–6 Mokora

В головном отсеке ракеты расположена полуактивная лазерная ГСН, далее следуют отсеки, в которых находятся электронный блок управления, цифровой автопилот, тандемная кумулятивная боевая часть и двигательный отсек, в котором размещен двухрежимный разгонно-маршевый РДТТ. Управление ракетой осуществляется аэродинамическими рулями с силовыми приводами, размещенными в хвостовом отсеке.

Ракета имеет комбинированную систему наведения. На среднем участке траектории осуществляется инерциальное наведение, а после захвата цели ГСН ракета переходит в режим полуактивного лазерного самонаведения.

В состав бортовой системы управления ракеты ZT-6 Mokora входит цифровой автопилот. Он обеспечивает полет ракеты ниже уровня облаков, а также высокую точность наведения. Выбор траектории определяется оператором перед пуском и зависит от метеорологических условий, рельефа местности в районе боевого применения, а также от степени защищенности цели. Координаты цели могут быть введены в систему при пуске для обеспечения полета ракеты в заданный район.

Ракета (масса – 50 кг, длина / диаметр корпуса – 2200 / 172 мм), имеет тандемную кумулятивную боевую часть массой 11 кг. Подрыв БЧ обеспечивается контактным взрывателем. Боевая часть способна поразить все современные и перспективные танки, включая оснащенные динамической защитой и навесной броней (бронепробитие не менее 1350 мм).

За время работы РДТТ (2,5 с) ракета набирает скорость 530 м/с, максимальная дальность полета – 10 000 м.

Для ПТРК Mokora разработана специальная ПУ с рельсовыми направляющими для четырех ракет.

Боевое применение ПТРК Mokora осуществляется с помощью штатной авиационной обзорно-прицельной системы фирмы Sextant и бортового или выносного наземного лазерного дальномера-целеуказателя. Оба члена экипажа

ударного вер элета имеют нашлемные прицелы с щитком-дисплеем на жидких кристаллах, н который подается цветное изображение обстановки, а также необходимая графическая, цифровая и текстовая информация.

При ведении боевых действий в ночное время используется специальный модуль с интегральным усилителем изображения, расположенным на левой стороне шлема.

Данный ПТРК является универсальным оружием и может быть приспособлен к разным вариантам применения. Кроме существующего базового варианта с полуактивной лазерной ГСН в будущем, в сотрудничестве с зарубежными партнерами, предусмотрено разработать альтернативные варианты ГСН, а именно: пассивную тепловизионную ГСН и активную РЛ ГСН, работающую в миллиметровом диапазоне длин волн. Для расширения тактических возможностей применения ракеты против других типов целей планируется ее оснащение разными вариантами БЧ (осколочно-фугасной, "противобункерной").

Модульный принцип построения ПТУР позволяет заменить БЧ или другую систему на альтернативную в войсковых условиях.

Ракета TRIGAT-LR

Режим ИК-самонаведения применен в ПТРК большой дальности TRIGAT-LR (рис. 10.36) объединения Euromissile Dynamics Group (EMDG). Автономная на всей траектории полета ракета может быть выпущена в зону нахождения бронетанковой техники для поиска, распознавания и атаки цели. ПТУР имеет дальность 8000 м, реализует принцип "выстрелил и забыл". Мощная 150-мм БЧ пробивает броню современных танков и может использоваться против воздушных целей.

Благодаря совместному использованию вертолетной телевизионной и ИК-камеры переднего обзора система может одновременно сопровождать до четырех целей и поражать их в течение 8 с. Ракета TRIGAT-LR может атаковать цели по прямой либо по пикирующей траектории.

Германия планирует использовать на вертолете Tiger ракеты HOT-3, а в дальнейшем и ПТУР TRIGAT-LR, но пока это единственный вероятный заказчик на последнюю ракету. Очевидно, Великобритания будет использовать ракеты Hellfire с полуактивным лазерным наведением и Hellfire Longbow на вертолете WAH-64D, тогда как Франция возьмет ракету HOT-3 для вертолета Tiger HAC.

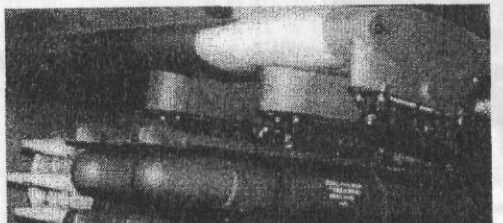


Рис. 10.36. Подвеска ПТУР TRIGAT-LR

Возможно некоторые потребители вертолета Tiger потребуют современную противотанковую ракету типа "выстрелил и забыл", но только ту, которой

не нужна доростоящая система управления огнем, присущая ракете TRIGAT-LR.

ПТРК Spike-ER

ПТРК Gill и Spike – основные члены семейства NT фирмы Rafael. ПТРК Spike-ER специально разработан для вооружения вертолетов. Он создан на базе ПТРК Spike, но ракета имеет значительно большие габариты (диаметр корпуса – 150 мм) и обеспечивает дальность действия порядка 6000 м. ПТРК имеет два режима стрельбы: с автоматическим захватом цели ИК ГСН или с передачей команд на ракету по ВОЛС. Во втором режиме захват цели может быть осуществлен при подлете ракеты в район цели. В настоящее время осуществляется мелкосерийное производство ПТРК NT-D (рис. 10.37).

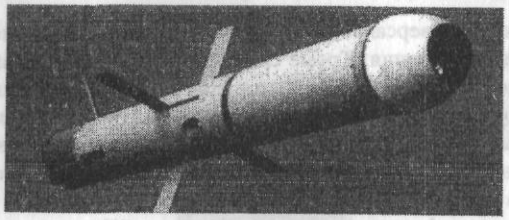


Рис. 10.37. ПТУР NT-D

Комплекс ГЕРМЕС-А

В состав комплекса входят:

- управляемая ракета (УР) "Гермес" с различными типами ГСН в контейнере;
- аппаратура управления комплексом;
- установка пусковая – 2шт;
- средства технического обслуживания.

КУВ «Гермес-А» размещается на различных боевых (рис. 10.38), военно-транспортных вертолетах и самолетах.

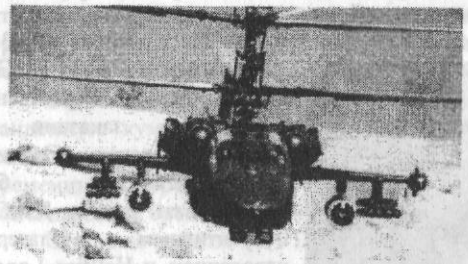


Рис. 10.38. Размещение КУВ «Гермес-А» на вертолете Ка-52

Комплекс предназначен для поражения днем и ночью:

- современных и перспективных танков;
- легкобронированных целей, инженерных и фортификационных сооружений;
- надводных целей;

- малоскоростных воздушных целей.

Комплекс обеспечивает вертолетам новые боевые качества за счет увеличенной дальности стрельбы и сверхзвуковой скорости управляемой ракеты, сокращение собственных потерь в условиях противодействия ПВО противника, поражение малоразмерных целей безвозвратно одной ракетой, выведение из строя крупных целей за счет последовательного поражения жизненно важных элементов, высокую боевую производительность, за счет залповой стрельбы (двумя ракетами в залпе по разным целям) и использования автомата сопровождения целей (рис. 10.39).

В состав аппаратуры управления комплексом входят:

- дневно-ночная стабилизированная оптико-электронная система (ОЭС), включающая телевизионный и тепловизионный каналы визирования цели, двухканальный лазерный целеуказатель-дальномер, автомат сопровождения цели, видеосмотровое устройство и манипулятор;
- вычислительная система, многофункциональный пульт управления, блок автоматики, аппаратура документирования, магистраль информационного обмена, которые обеспечивает обнаружение и распознавание целей в дневных и ночных условиях, реализуют пуск ракет, автоматическое сопровождение, лазерный подсвет целей, наведение ракет, взаимодействие составных частей комплекса, а также его сопряжение с бортовым радиоэлектронным оборудованием носителя.

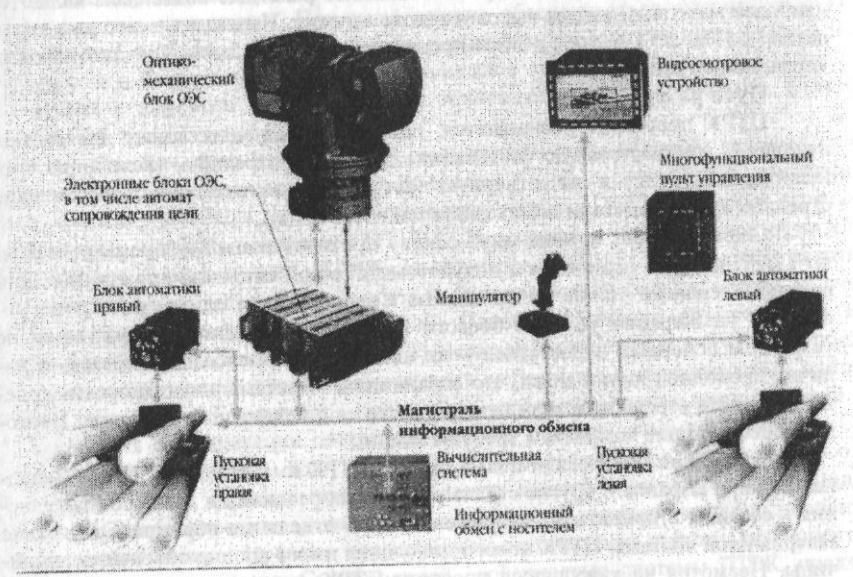


Рис. 10.39. Состав и схема комплекса

Заключение

Современные условия ведения боевых действий характеризуются скоротечностью, высокой маневренностью подразделений, их огневой и тактической самостоятельностью. По мере развития боевых действий противоборствующие стороны несут потери в силах и средствах, нарушается система управления подразделениями. При этом успеха в бою достигает сторона, имеющая оружие, которое позволяет применять его автономно. Одним из основных средств, обеспечивающих высокую эффективность как наступательных, так и оборонительных операций, являются противотанковые ракетные комплексы (ПТРК), применяемые в носимом и возимо-переносном вариантах, на подвижных носителях – колесных машинах, БМП, БТР, а также на танках, вертолетах и самолетах.

ПТРК – многоцелевое оружие

Созданные вначале исключительно для борьбы с объектами бронетанковой техники, благодаря высокой точности стрельбы и могуществу действия боевых частей, ПТРК стали эффективным оперативно-тактическим резервом общевойскового командира. При условии комплексирования со средствами управления боевыми действиями ПТРК фактически способны выполнять значительную часть задач артиллерии, оперативно поражая наиболее опасные на конкретном этапе боя цели.

В современных армиях противотанковые ракетные комплексы являются наиболее массовым видом высокоточного оружия. Например, всего за десятилетие (с 1980 по 1990 гг.) в мире произведено более 1,5 млн противотанковых управляемых ракет (ПТУР).

Пути развития

ПТРК постоянно развиваются, причем этот процесс имеет две составляющие – количественную (повышение дальности стрельбы, увеличение бронепробития и т.п.) и качественную (автоматизация наведения, обеспечение стрельбы ночью, высокая помехозащищенность и т.д.).

Сейчас во всех армиях мира основу противотанковой обороны составляют ПТРК второго поколения с полуавтоматической системой управления. Они прошли несколько этапов модернизации в направлениях повышения бронепробития и расширения условий боевого применения. Однако модернизация не устранила основных недостатков – их невысокую помехозащищенность и наличие проводной линии связи, что ограничивает максимальную скорость полета, дальность стрельбы и возможность вести ее с подвижного носителя. Поэтому существующие комплексы требуют замены.

Концепции построения новых систем ПТРК имеют Россия, США, Западная Европа, Израиль и другие страны, однако их реализация далека от завершения – созданы и приняты на вооружение лишь отдельные образцы. Отсутствие завершенной системы ПТРК нового поколения имеет вполне объективные причины. Несмотря на кажущуюся простоту ПТРК, принять решение об облике нового образца достаточно сложно, поскольку необходимо удовлетворять сразу

нескольким, часто взаимоисключающим требованиям: например, массовость производства и соответственно малая стоимость, с одной стороны, и необходимость надежного поражения разнообразных целей – с другой. Опыт разработки в КБ приборостроения управляемого оружия различных поколений показал, что формирование направлений развития ПТРК должно базироваться на передовых технических решениях при учете основополагающих принципов.

Во-первых, невозможно создать единый образец ПТРК, одинаково хорошо отвечающий всему тактическому разнообразию его применения, поэтому необходимо **создание оптимальной системы образцов**, объединяющей наиболее приближенные к бойцу носимые ПТРК, возимо-переносные, самоходные и вертолетные комплексы, каждый из которых разрабатывается с учетом специфики боевых задач, выполняемых подразделениями различного уровня.

Во-вторых, **многоцелевое применение ПТРК**. Предпосылками универсального применения являются высокая точность стрельбы и постоянно возрастающее могущество действия боевой части (БЧ). Одним-двумя выстрелами они могут поражать самые различные цели, в том числе малоразмерные, на больших дальностях. Разработка, кроме тандемных кумулятивных боевых частей, боевых частей других типов – фугасных осколочно-фугасных значительно расширяет тактические возможности ПТУР.

В-третьих, **расширение возможности боевого применения** в различных климатических зонах и театрах военных действий, а также ночью, в сложных метеоусловиях, при наличии пыледымовых и активных оптических помех со стороны противника. При этом должна обеспечиваться высокая чувствительность к образам целей в рабочих диапазонах средств сопровождения и наведения и безусловное выполнение принципа «вижу - стреляю», т.е. обнаруженная с помощью оптического или тепловизионного прибора цель должна быть обстреляна и поражена.

С учетом этих принципов на современном этапе спорным является применение пассивных головок самонаведения (ГСН) с реализацией концепции «выстрелил и забыл», составляющих основу новых ПТРК в западных странах. Конечно, при использовании в ПТУР ГСН с захватом цели на траектории или до старта (как, например, ПТУР «Javelin» или ATGW-3LR) возможен некоторый рост уровня поражения танков и бронированных боевых машин за счет реализации пикирующих траекторий. Однако поражение других целей, не имеющих заметного контраста в ИК-диапазоне, но которые могут быть обнаружены при использовании современных оптических и телевизионных прицелов, весьма проблематично. Кроме того, сложность поставленной задачи и стоимость ее реализации достаточно велики. Высокая стоимость ракет с ГСН (не менее 70 - 80 тыс. дол.) ограничит их распространение даже в финансово благополучных странах мира. В результате анализа сложившейся ситуации с учетом возможности создания элементов системы управления для выполнения принципа «вижу – стреляю» целесообразно использовать систему телеориентирования в луче лазера. Существенной особенностью системы ПТРК, предлагаемой КБП, является включение в ее состав универсального вертолетного комплекса, обладающего следующими свойствами:

- повышенной дальностью полета ракеты для стрельбы по целям вне зоны действия войсковой ПВО противника;

- возможностью эффективно бороться с вертолетами противника;

-автоматическим сопровождением обнаруженной цели, что снимает нагрузку с летчика и позволяет совершать маневр вертолета после пуска ракеты.

Необходимость наличия этих свойств вытекает из тактики использования вертолетов в современных вооруженных конфликтах, боевые действия в которых часто ведутся без четко обозначенной линии фронта. Это позволяет наносить неожиданные для противника удары, находясь вне зоны ответного огня противника, уничтожать колонны бронетанковой и другой военной техники на марше.

На ближайшую перспективу КБП предлагает трехзвенную систему ПТРК в составе:

– носимый комплекс «Метис-М1» (взвод – рота – батальон) с дальностью действия до 2000 м;

– возимо-переносной комплекс «Корнет-Э» (полк – дивизия) с дальностью действия до 6000 м;

– комплекс управляемого вооружения армейской авиации типа «Гермес» с дальностью действия более 15 000 м.

Ракеты всех комплексов имеют мощные тандемные кумулятивные боевые части с бронепробитием 950…1200 мм, что обеспечивает поражение современных и перспективных танков с динамической защитой, а также бетонных и железобетонных укреплений толщиной до 3,5 м.

Наличие в комплексах «Метис-М1» и «Корнет-Э» ракет с боевыми частями фугасного действия позволяет расширить возможности по поражению укрепленных сооружений, в том числе находящейся в них живой силы, легкобронированной и небронированной техники, переправ, легких ангаров и т.п. Использование лазерной лучевой системы управления в ПТРК «Корнет-Э» и «Гермес-А» кардинальным образом решает вопрос о помехозащищенности. Высокий энергетический потенциал этой системы с возможностью его дальнейшего наращивания позволяет поразить любую обнаруживаемую цель с высокой вероятностью (не менее 0,7).

Стрельба двумя ракетами комплекса «Корнет-Э» в одном луче с многозарядных пусковых установок с некоторым временным интервалом обеспечивает:

- повышенную вероятность (не менее 0,91) поражения опасных хорошо бронированных целей;

- уверенное преодоление систем активной защиты танков.

При разработке данной системы сохраняются достоинства ПТРК предыдущего поколения, расширяется целевая и обстановочная применимость, что в совокупности с повышенными боевыми возможностями позволяет характеризовать современные, и особенно перспективные, ПТРК как высокоточное универсальное оборонительно-штурмовое оружие, существенно повышающее боевой потенциал подразделений.

Список литературы

1. Матвиевский С.Ф. Основы системного проектирования комплексов летательных аппаратов./С.Ф. Матвиевский –М.: Машиностроение, 1987. – 240 с.
2. Орлов А.Р. О содержании понятия «ракетный комплекс»/ А.Р. Орлов. // Оборонная техника – 2000. -№5-6. – С. 7-9.
3. Бригадиров Г.В. Противотанковые ракетные комплексы./ Г.В. Бригадиров, Т.И. Пихновская, А.П. Эштокин – Тула: Юнона, 1994. -136 с.
4. Орлов А.Р. Вариант оценки качества конструкции ПТУР/ А.Р. Орлов, Ю.В. Орлова.// Изв. ТулГУ. Серия: Проблемы специального машиностроения. Вып.2. – Тула: Изд-во ТулГУ, 1999. – С. 435-437.
5. Лебедев А.А. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов./ А.А. Лебедев, Л.С. Чернобровкин. – М.: Машиностроение, 1973. – 616 с.
6. Орлов А.Р. Прикладная аэродинамика беспилотных летательных аппаратов./ А.Р. Орлов, А.В. Сатаров, А.Н. Троицкий. – Тула: Изд-во ТулГУ, 2004. – 132 с.
7. Дудка В.Д. Высокоточные боеприпасы различного целевого назначения./ В.Д. Дудка, А.Н. Чуков, А.Н. Шмараков. – Тула: Изд-во ТулГУ, 2002. – 292 с.
8. Основы устройства и функционирования артиллерийских управляемых снарядов / В.Н. Бабичев [и др.]; под. ред. А.Г. Шипунова. – Тула: Изд-во КБП, 2003. – 192 с.
9. Шипунов А.Г. О технической концепции противотанковых средств малой дальности./ А.Г. Шипунов, В.П. Тихонов // Горизонты КБП. – Тула: Изд-во КБП, 1997.
10. Широкорад А.Б. Энциклопедия отечественного ракетного оружия 1817 – 2002./ А.Б. Широкорад; под ред. А.Е. Тараса. – М.: АСТ, Минск: Харвест, 2003. – 544 с.
11. Конструкторское Бюро Приборостроения./ Под общ. ред. А.Г. Шипунова. – М: Военный парад, 2002. – 378 с.
12. Шипунов А.Г. Тенденции развития вооружения бронетанковой техники./ А.Г. Шипунов, С.М. Березин // Горизонты КБП. – Тула, 1997.
13. Шунков В.Н. Ракетное оружие./ В.Н. Шунков. – Минск: Попурри. – 2001. – 528с.